

Konzeptionelles Design eines Terminierungssystems für hochfliegende, unbemannte Plattformen

Institut für Flugsystemtechnik

Daniel Rothe

10. August 2020

„Nach fest kommt ab.“

Unbekannt

Mein größter Dank gilt meiner Freundin und Mutter meiner Tochter, die meinen täglichen Unfug nicht nur erträgt, sondern sogar weitestgehend unterstützt.

DLR e. V. Institut für Flugsystemtechnik
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

An die

Fakultät Maschinenbau
der Technischen Universität Braunschweig

Name Prof. Dr.-Ing. Stefan Levedag

Telefon +49 (0)531 295 2600

Telefax +49 (0)531 295 2864

E-Mail Stefan.Levedag@dlr.de

24.03.2020

Thema der Masterarbeit für Herrn Daniel Rothe

Matrikel-Nr.: 4577229

Studiengang: Luft- und Raumfahrttechnik M. Sc.

E-Mail: d.rothe@tu-braunschweig.de

Sprache der Arbeit: Deutsch

Titel:

- Konzeptionelles Design eines Terminierungssystems für hochfliegende, unbemannte Plattformen
- Conceptual Design of a Termination System for high-altitude unmanned platforms

Erläuterung:

Im DLR-weiten Querschnittsprojekt im Bereich der Digitalisierung soll ein hochfliegendes, unbemanntes, solarbetriebenes Stratosphärenflugzeug entwickelt und gebaut werden. Diese sogenannte hochfliegende Plattform, kurz HAP für engl. High Altitude Platform soll dauerhaft in bis zu 20 km Höhe stationiert werden können. Innerhalb des Projekts soll ein Demonstrator gebaut werden, der auf einer abgesperrten Testanlage seine Flugfähigkeiten bis in die Stratosphäre unter Beweis stellen soll. Außerdem sollen im Projekt grundlegende Überlegungen angestellt werden, wie eine solche HAP im zivilen Luftraum in der ‚specific‘ category betrieben werden kann. Essentieller Bestandteil dafür ist ein Flugabbruchsystem, oft auch Terminierungssystem genannt, wenn die Gesamtzuverlässigkeit des Flugsteuerungssystems alleine nicht ausreichend sichergestellt werden kann. Hier kommen insbesondere bei HAPs die besonderen technischen Herausforderungen wie extremer Leichtbau und sehr lange Betriebsdauern ohne Wartung zum Tragen.

Aufgabenstellung:

Im Rahmen dieser Masterarbeit soll das konzeptionelle Design eines Flugabbruchsystems bzw. Terminierungssystems erarbeitet werden, welches zum einen den speziellen Herausforderungen der DLR HAP, als auch den Anforderungen einer Flugtestanlage gerecht wird. Hierzu müssen insbesondere in der SAE Aerospace Recommended Practice „ARP 4754A“ beschriebene Methoden, wie das Functional Hazard Assessment oder auch Fehlerbäume auf den Anwendungsfall DLR HAP übertragen und angewendet werden.

- **Einarbeiten in das DLR Projekt HAP**
- **Einarbeitung in die SAE ARP 4754A und SAE ARP 4761**
- **Analyse der Anforderungen an Terminierungssysteme unter Berücksichtigung des Einsatzes in Flugtestanlagen und im zivilen Luftraum innerhalb der ‚specific‘ category für unbemannte Flugsysteme**
- **Analyse von geeigneten Methoden des Flugabbruchs für ein HAP und Auswahl einer Methode unter Berücksichtigung der analysierten Anforderungen**
- **Durchführen von Fehleranalysen, darunter Functional Hazard Assessment und Fault Tree Analysis zur Bestimmung der Design-Zuverlässigkeit des konzeptionierten Systems**
- **Aufzeigen nötiger Schritte zur Umsetzung und zum Nachweis des konzipierten Designs**
- **Dokumentation der Arbeit nach den Richtlinien der TU Braunschweig, Fakultät Maschinenbau zur Erstellung von Masterarbeiten.**

Literatur:

- [1]** SAE Aerospace Recommended Practice „ARP 4754A“- Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems
- [2]** SAE Aerospace Recommended Practice „ARP 4761“- Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne Systems and Equipment
- [3]** JARUS – Guidelines on Specific Operations Risk Assessment (SORA), 2019

Eidesstattliche Erklärung

Ich erkläre hiermit an Eides statt, dass ich die nachfolgende Arbeit selbständig und nur unter Zuhilfenahme der angegebenen Literatur angefertigt habe.

Datum, Unterschrift

Kurzfassung

In dieser Arbeit wird ein Terminierungssystem für die Solarplattform *High Altitude Platform (HAP)* des deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) ausgelegt. Um das Vehikel sicher innerhalb der Grenzen des Erprobungsgeländes zu halten, ist dieses notwendig. Die angedachte Lösung des Terminierungssystems wird aufgrund des *Range Commanders Council Document 319: Flight Termination System Commonality Standard [2] (RCC-319)* und der Eigenschaften des Vehikels erarbeitet. Dazu werden verschiedene physikalische Methoden gefunden, von denen die zwei für das Projekt am sinnvollsten erscheinenden detaillierter analysiert werden und schließlich eine ausgewählt wird. Für das elektronische System werden eine Kaufvariante und ein in die Steuer- und Datenfunkverbindung des Vehikels integrierte Variante betrachtet. Die Kaufvariante wird schließlich ausgewählt und eine mögliche Erweiterung für lange Flugdauern konzeptionell betrachtet. Das favorisierte System besteht aus kommerziellen elektronischen Komponenten der Firma Testem, welche einen hochzuverlässigen Pyroaktuator aus der Automobilindustrie auslösen. Dieser öffnet einen mechanischen Verschluss, wodurch das Leitwerk abgeworfen wird. Diese Lösung bietet den Vorteil von minimalem Entwicklungsaufwand, verhältnismäßig geringer Masse und einer ungefährlichen Nutzung, da es auf Sprengstoffe verzichtet.

Inhaltsverzeichnis

1. Einleitung	1
1.1. Motivation	1
1.2. Flugbedingungen	3
1.3. Struktur der Arbeit	5
2. Grundlagen	6
2.1. Terminierungssysteme: Stand der Technik	6
2.2. ESRANGE Safety Manual	9
2.3. RCC-319	10
2.4. SORA	11
2.5. ARP	13
2.6. STAMP und STPA	15
3. Konzept	17
3.1. Anforderungen	17
3.2. Auswahl eines physikalischen Konzepts	17
3.3. Auswahl eines elektronischen Konzepts	26
4. Design	29
4.1. Physikalische Architektur	29
4.1.1. Vorauslegung Desintegration durch Leitwerksausschlag	29
4.1.2. Vorauslegung Abtrennen Leitwerkssektion	37
4.1.3. Auswahl der physikalischen Architektur	43
4.2. Elektronische Architektur	44
4.2.1. Basisarchitektur	44
4.2.2. Erweiterung auf ein vermessbares System	48
4.2.3. Auswahl der elektronischen Architektur	50
4.3. Zusammenfassende Beschreibung des Systems	52
4.4. Testplan	55
5. Fazit	58
Literaturverzeichnis	59
Abbildungsverzeichnis	61
Tabellenverzeichnis	63

Symbolverzeichnis	64
A. Quellcodes	66
A.1. Python-Tool der Mechanik zur Desintegration durch Leitwerksausschlag	66
A.2. Python-Tool zum Berechnen der Zuverlässigkeit über die Zeit	74
B. Datenblätter	76

1 Einleitung

1.1. Motivation

Für luftgestützte Missionen verschiedenster Einsatzszenarien standen bisher zwei Kategorien von Vehikeln zur Verfügung. Das sind einerseits Flugzeuge mit verhältnismäßig geringen Flughöhen und Einsatzdauern von wenigen Stunden und andererseits Satelliten, die zwar eine extrem lange Einsatzdauer haben, jedoch durch die Orbitalmechanik an bestimmte Überflugscharakteristika gebunden sind. Die stetige Weiterentwicklung von Hochleistungsstrukturen, miniaturisierter Elektronik und hochpotenten Energiespeichersystemen hat nun dazu geführt, dass die bereits seit längerem in der Forschung betrachteten Konzepte der *High Altitude Platform (HAP)* auf den kommerziellen Einsatz vorbereitet werden und als Ergänzung zu den bestehenden beiden Vehikelkategorien hinzukommen.

Eine HAP ist ein Fluggerät, welches nahezu dauerhaft in großen Höhen stationiert werden kann. Neben Konzepten die als Luftschiff oder Ballon ausgeführt sind, ist ein Flugzeug mit elektrischen Antrieben eine häufig genutzte Variante. Für die meisten Flugzeuge wird die elektrische Energie durch Solargeneratoren bereitgestellt und ermöglicht es so, innerhalb der physikalischen Rahmenbedingungen, dauerhafte Missionen durchzuführen. Die elektrische Energie wird während der Nacht von Akkus zur Verfügung gestellt. Die Physik diktiert für diese Flugzeuge extrem geringe Flächenlasten. Analysen innerhalb des Projekts HAP des deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) haben ergeben, dass die Flächenlast unterhalb von 4 kg/m^2 liegen sollte und somit in allen Disziplinen extremen Leichtbau erfordert. Weiterhin sind die Effizienz der aerodynamischen Auslegung, der Antriebe und des elektrischen Systems von hoher Relevanz. Die Zuverlässigkeit der Systeme für lange Flugdauern bei minimaler Masse sicherzustellen, ist ebenfalls eine enorme Herausforderung. Neben den Charakteristika des Vehikels hat der Einsatzort und die Einsatzzeit einen großen Einfluss auf die Durchführbarkeit einer Mission. Zum einen muss eine HAP während des Tages genug Sonnenlicht „einsammeln“ können, um die für den Flug notwendige elektrische Energie zur Verfügung zu stellen. Das wird durch eine lange Tagdauer und einen hohen Sonnenstand begünstigt. Zum anderen muss die Nacht kurz genug sein, um diese durch die in den Akkus gespeicherte Energie überbrücken zu können. Tendenziell werden HAP-Missionen so zur Sommerzeit in höheren Breitengraden einfacher. Je nach Performanz des Vehikels kann der Bereich jedoch stark ausgedehnt werden. Je höher eine HAP fliegt, desto energieintensiver wird der Flug. Es muss aber eine gewisse Mindesthöhe eingehalten werden, um nicht zu stark vom Wettergeschehen beeinflusst zu werden. Der aktuelle Rekord für die längste Flugzeit wird vom Zephyr mit fast 26 Tagen auf Höhen von mehr als 18 km gehalten [3].

Durch die geringe Flächenlast fliegen HAPs sehr langsam und sind somit für Missionen geeignet, die einen lokalen Charakter haben. Neben der Erdbeobachtung mit verschiedenen Instrumenten und zu verschiedenen Zwecken, wird der Einsatz als Kommunikationsrelais diskutiert. Gegenüber

gewöhnlichen Flugzeugen und Satelliten haben HAPs den Vorteil, für große Zeiträume an genau einer Stelle verbleiben zu können. Diese Eigenschaft wird sonst nur von geostationären Satelliten geboten. Diese haben jedoch aufgrund der großen Distanz deutliche Einschränkungen in der Auflösung von Beobachtungen und sind nicht in höheren Breitengraden einsetzbar.

Um die Kompetenz zum Bau von HAPs in Deutschland zu fördern, baut nun auch das DLR eine solche Plattform, wobei sowohl das Projekt als auch das Vehikel den Namen High Altitude Platform (HAP) tragen. Mit der Bezeichnung HAP im Folgenden dieser Arbeit ist also das spezifische Flugzeug des DLR gemeint. HAP soll bei einer Spannweite von 27 m und 138 kg Gesamtmasse eine Payload von 5 kg tragen können. Vor der dauerhaft stationierbaren HAP Ω wird zur Erprobung von Technologien eine HAP α gebaut. Dieser Demonstrator soll bei gleichen konzeptionellen Abmaßen die gleiche Payload tragen können. Zur Risikoreduktion werden jedoch größere Sicherheitsfaktoren verwendet. Außerdem sollen, um schneller die Erprobung zu absolvieren, insbesondere im Bereich der Elektronik, Kaufkomponenten verwendet werden. Für HAP Ω sollen deutlich leichtere Komponenten selbst entwickelt werden. Somit wird HAP α nur unter sehr günstigen Bedingungen übernachtflugfähig sein. Ein Rendering der HAP Ω findet sich in Abbildung 1.1.



Quelle: [4]

Abbildung 1.1.: Rendering der High Altitude Platform (HAP) Ω im Flug.

HAP α soll, um in einem kürzeren Zeitraum entwickelt werden zu können, nicht vollständig zertifizierbaren Standards folgen und nicht zugelassen werden. In Kombination mit dem Prototypencharakter eines unbemannten Luftfahrzeugs, müssen für die Risikoanalyse weitreichende Fehlfunktionen angenommen werden. Bei einem Versagen des Flugsteuerungssystems resultierend in einem angenommenen unkontrollierbaren Gleitflug, wäre HAP α aufgrund der großen Flughöhe und der hervorragenden aerodynamischen Eigenschaften schnell in der Lage, sämtliche Testranges des Planeten zu verlassen. Damit wird die Notwendigkeit eines Terminierungssystems deutlich, welches hochzuverlässig einen Flugabbruch herbeiführen kann. Das konzeptionelle Design dieses Termini-

nierungssystems ist Gegenstand dieser Arbeit.

Das auszulegende Terminierungssystem soll vorrangig auf der Grundlage von HAP α mit den verhältnismäßig kurzen Flugzeiten entwickelt werden. Jedoch soll das Konzept auch für HAP Ω oder eventuelle Zwischenvarianten mit deutlich längeren Flugzeiten geeignet sein. Um Kosten und Entwicklungsaufwand für das jetzige Projektstadium zu sparen, soll überprüft werden, ob sich diese Anforderung mit der Erweiterung bestimmter Subsysteme umsetzen lässt, anstatt direkt auf ein für lange Flugzeiten hochzuverlässiges System zu setzen.

1.2. Flugbedingungen

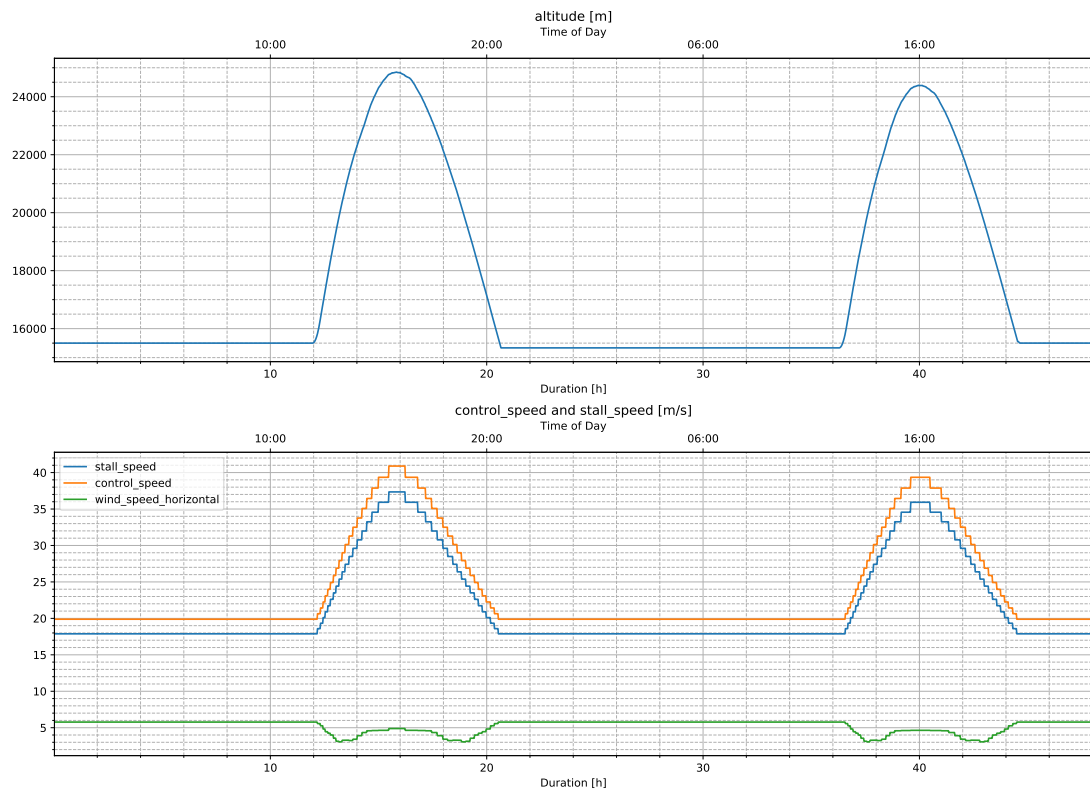
Ein maßgebender Einfluss für die Auslegung des Terminierungssystems ist die Flugcharakteristik von HAP α und Ω . Obwohl HAP α die gleiche Außengeometrie und Masse von HAP Ω haben soll, ist davon auszugehen, dass sich bei der Entwicklung von HAP Ω , aufgrund der bis dahin gemachten Erfahrungen, Änderungen ergeben werden. Diese können aber zum aktuellen Projektstadium nicht vorhergesagt werden, weshalb sich die Auslegung des Terminierungssystems nur auf die bisher abgeschätzten Flugdaten für HAP α stützt. Als einzige Änderungen für die auf HAP Ω bezogene Betrachtung ergibt sich eine Änderung in der Flugzeit. Während bei HAP α für die ersten Erprobungsflüge Flugzeiten von wenigen Stunden anzunehmen sind, kann sich die Missionszeit bei HAP Ω auf bis zu 90 Tage erstrecken. Mit diesen Rahmenbedingungen lässt sich kein abschließender Auslegungspunkt für die Einsatzdauer festlegen, zumal noch keine detaillierte Planung der Flugdurchführungen erfolgt ist. Daher sollen aufeinander aufbauende Systemvarianten aufgezeigt werden, für welche die jeweils maximal zulässige Flugdauer analysiert wird.

Die Flüge sollen bis in eine Höhe von 25000 m stattfinden. Folglich muss das System für die dort herrschenden Umgebungsbedingungen geeignet sein. Der beispielhafte Verlauf der Höhe über die Flugzeit als Ausschnitt einer Mission ist in Abbildung 1.2 dargestellt. Die Fluggeschwindigkeit ist, wie ebenfalls Abbildung 1.2 zu entnehmen ist, von der Höhe abhängig. Für das Terminierungssystem ist die maximal zu erwartende Fluggeschwindigkeit relevant. Da diese jedoch maßgeblich durch die aeroelastischen Eigenschaften bestimmt wird und diese Analysen noch nicht weit genug fortgeschritten sind, muss hier ein Wert angenommen werden. Erste Abschätzungen zeigen, dass die Differenz zwischen Flattergeschwindigkeit und maximaler Fluggeschwindigkeit klein ist. Daher wird hier mit einer maximalen Geschwindigkeit von 60 m/s gerechnet. Die maximal zu erwartende Distanz zur Bodenstation ist 200 km.

Für erste Flüge ist davon auszugehen, dass die Durchführung in abgesperrten Lufträumen über unbesiedeltem Gebiet stattfindet. Das nach aktuellem Stand für die ersten Höhenflüge zu nutzende Testgelände wird ESRANGE nahe Kiruna in Nordschweden sein. HAP Ω soll langfristig an beliebigen Orten eingesetzt werden. Da bei einem Flugabbruch mit dem Terminierungssystem davon auszugehen ist, dass das Flugzeug ggf. in Teilen unkontrolliert zu Boden fällt, ist der Einsatz des Terminierungssystems nur dann sinnvoll, wenn über weitgehend unbesiedeltem Gebiet geflogen wird. Aufgrund der großen Flughöhe und daher potentiellen Streuung, ist die Terminierung nach Möglichkeit so auszulegen, dass das Trümmerfeld am Boden gut vorherbestimmt werden kann. Neben dem Szenario der Terminierung in großer Höhe, muss auch die Terminierung kurz nach

Start bzw. kurz vor Landung berücksichtigt werden. So werden Infrastruktur und Personal am Start- und Landeort geschützt. Für dieses Szenario ist wichtig, dass die Auslegung der Terminierung einen möglichst schnellen Bodenkontakt der Trümmerteile forciert. So bleibt der Einflussbereich nach einer Terminierung klein.

Die zu erwartenden Umgebungstemperaturen für das System unterliegen ebenfalls einer noch nicht abgeschlossenen Analyse. Zwar sind die Lufttemperaturen einfach zu bestimmen, aufgrund der geringen konvektiven Einflüsse dominiert jedoch die Wärmeübertragung durch Strahlung. Diese wird wiederum von der Strukturauslegung des Vehikels und der Wechselwirkung der Systeme beeinflusst, wodurch sich im Rahmen dieser Arbeit keine detaillierte Aussage machen lässt. Es ist anzunehmen, dass hochwertige kommerzielle Produkte für den Einsatz ausreichend sind. Die später im Projekt erfolgenden Analysen und Tests werden dann zeigen, welche weiteren Thermalmaßnahmen ergriffen werden müssen.



Quelle: [4]

Abbildung 1.2.: 48 h Ausschnitt aus der im aktuellen Projektstand vorliegenden Flugsimulation für erste dauerhafte Höhenflüge.

1.3. Struktur der Arbeit

Im Kapitel 2 werden der Stand der Technik von Terminierungssystemen vorgestellt und mögliche anwendbare Standards ausgewählt. Das Kapitel 3 fasst anschließend die Anforderungen zusammen und wählt aufgrund dieser, in Kombination mit den Eigenschaften des Vehikels, zunächst für die physikalische Umsetzung der Terminierung, eine Architektur aus. Gleiches folgt für die elektronische Auslösung. Die gefundenen Konzepte werden in Kapitel 4 vorausgelegt. Auf Basis der durchgeführten Analysen wird eine finale Auswahl getroffen. Eine zusammenfassende Beschreibung folgt in der Sektion 4.3. Abgeschlossen wird mit einem Ausblick auf für die Entwicklung notwendige Test.

2 Grundlagen

In diesem Kapitel werden die inhaltlichen und regulatorischen Grundlagen dieser Arbeit gelegt. Auf die zu Beginn erläuterten technischen Grundlagen folgen verschiedene Anforderungsdokumente und Standards.

2.1. Terminierungssysteme: Stand der Technik

Der Einsatz von Terminierungssystemen ist bei unbemannten Fahrzeugen der Luft- und Raumfahrt Standard, um Personal, unbeteiligte Personen und Infrastruktur zu schützen. Beispiele von ausgelösten Terminierungssystemen lassen sich vor allem in der Raumfahrt finden, da öffentlich geförderte Vorhaben auch öffentlich gezeigt werden und die Auswirkungen aufgrund der enormen Energiefreisetzung bei einer Terminierung leicht zu erfassen sind. Ein bekanntes Beispiel ist die Selbsterstörung der ersten *Ariane 5*, bei der das nach einem Fehler in der Flugsteuerung auseinanderbrechende Vehikel gesprengt wurde [5]. Zu dem spektakulären Bild 2.1 hat der Schubverlust einer *Antares* geführt, infolgedessen vor Einschlag auf dem Boden eine Terminierung eingeleitet wurde [6].

Unbemannte Luftfahrzeuge hatten in der Vergangenheit selten den Charakter einer großen Reichweite und eines hohen Schadenspotenzials für Personen und Infrastruktur am Boden. Während moderne Entwicklungen häufiger in eine solche Richtung gehen, sind diese Eigenschaften bereits seit langem bei Raketen anzutreffen, weshalb sich die verfügbare Literatur auch auf diese bezieht. Die Prinzipien lassen sich jedoch auch im Bereich der unbemannten Luftfahrzeuge anwenden. Die folgenden Angaben entstammen dem Buch *Safety Design for Space Operations* [7].

Die zentralen Aufgaben eines Flugterminierungssystems werden wie folgt definiert:

- Kontrolle eines schadhaften Vehikels durch Auslösen von Schub und Auftrieb.
- Zerlegen des Vehikels auf eine geringe Teile Zahl begrenzen, die alle nicht stabil sind und auf einen kleinen Bodenbereich streuen.
- Eindämmen der Verteilung von gefährlichen Substanzen (z.B. brennender Treibstoff, giftige Materialien).
- Unterstützende Eigenschaften während Zusammenbau, Test, Startvorbereitung, Start und Flugdurchführung.
- Ausüben dieser Aufgaben mit höchster Zuverlässigkeit unter widrigen Bedingungen mit angemessenen Reserven.

Dazu werden in der Regel folgende Komponenten benötigt:

- Flugterminierungsempfänger
- Antennensystem
- Unabhängige Stromversorgung
- Einheiten, die das Sichern und Scharfmachen ermöglichen sowie selbstständiges zeitabhängiges Verhalten erlauben
- Terminierungseinheiten (Sprengladungen, Sicherheitsventile, etc.)
- Kontroll- und Überwachungseinheiten

Diese Komponenten sind beispielhaft schematisch in Abbildung 2.2 dargestellt. In dieser Abbildung wird deutlich, dass die sicherheitskritischen Komponenten, welche zur manuellen Auslösung des Terminierungssystems notwendig sind, in der Regel doppelt vorhanden sind.

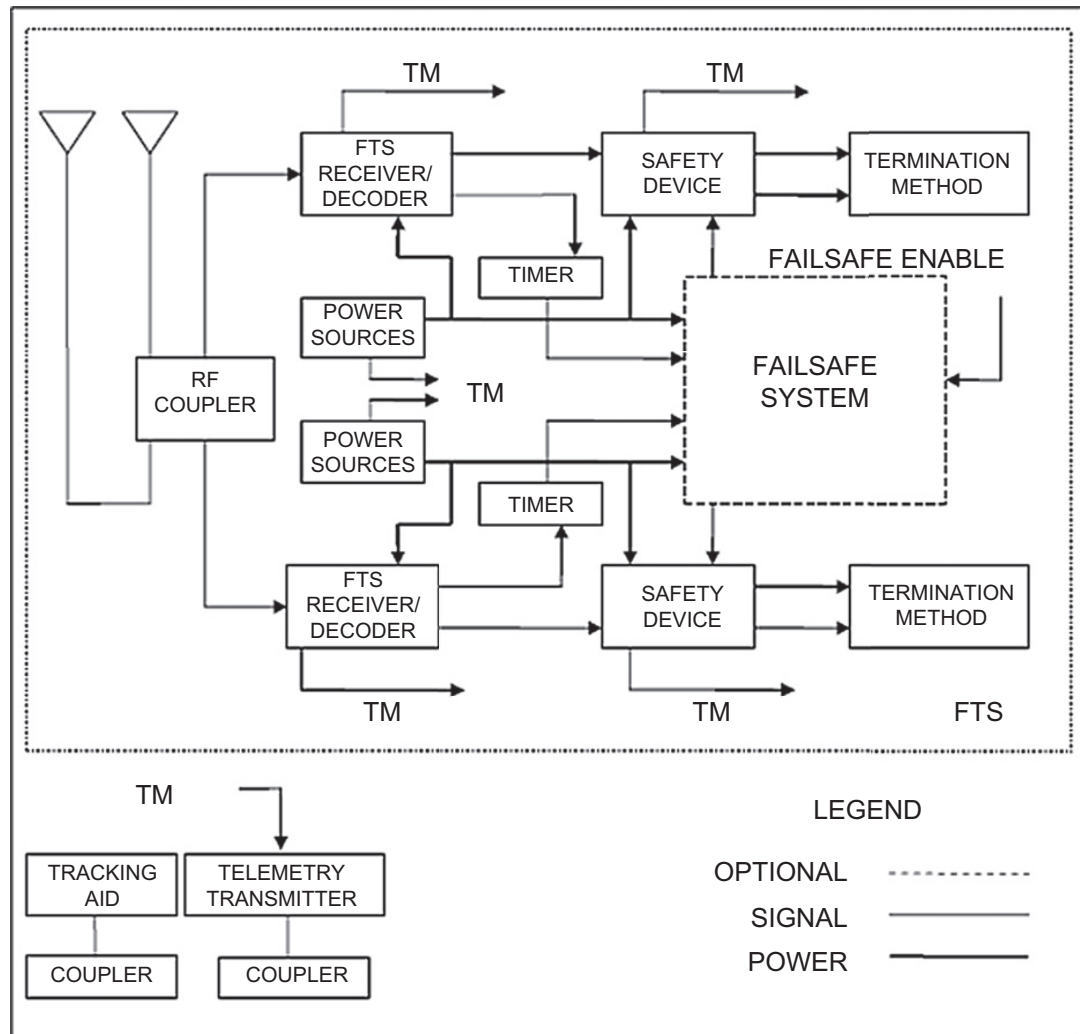


Quelle: [8]

Abbildung 2.1.: Einschlag auf dem Boden und Explosion nach Auslösen des Terminierungssystems einer *Antares* mit der Nutzlast *Cygnus CRS Orb-3*.

Die Umsetzung der Terminierung erfolgt meistens durch eine Sprengung des Vehikels. Bei Raketen kann ebenfalls eine Schubabschaltung forciert werden. Für aerodynamisch gesteuerte Vehikel werden auch entsprechende Steuerflächeneingaben benutzt.

In *Safety Design for Space Operations* [7] wird in der Sektion zu Terminierungssystemen auf den *Flight*



Quelle: [7]

Abbildung 2.2.: Schematische Darstellung der typischen Komponenten innerhalb eines Terminierungssystems.

Termination Commonality Standard, herausgegeben als *Range Commanders Council Document 319* (RCC-319) [2], verwiesen. Dieser Standard wird in der Sektion 2.3 erläutert.

2.2. ESRANGE Safety Manual

Das Testgelände ESRANGE nahe Kiruna in Nordschweden gilt nach aktuellem Stand als erste Wahl bzgl. des Erprobungsortes für Höhenflüge. Das liegt unter anderem an dem Balloon Pad, welches als Start- und Landefläche genutzt werden soll. Der mehrere Hektar große Schotterplatz, welcher in Abbildung 2.3 rechts zu sehen ist, bietet dem für Seitenwind anfälligen HAP die Möglichkeit, den Start-/Landeweg nahezu beliebig anzuordnen. Außerdem sind die Windbedingungen häufig günstig und die verhältnismäßige Nähe zu Deutschland vereinfacht die Durchführung von Erprobungskampagnen. Daher wird im folgenden das *ESRANGE Safety Manual* [9] analysiert, welches grundlegende Bedingungen für die Durchführung von Flugtests beschreibt.



Quelle: [10]

Abbildung 2.3.: Luftbild des Testgeländes ESRANGE. Das rechts im Bild liegende Balloon Pad könnte als Start- und Landefläche dienen.

Das *ESRANGE Safety Manual* hat einen Umfang von 55 Seiten und beginnt mit grundlegenden Definitionen von Begriffen und Verantwortlichkeiten. Weiterhin werden organisatorische Hinweise und Anforderungen gegeben, die den gewöhnlichen Abläufen in der Luft- und Raumfahrt entsprechen. Es wird deutlich, dass bereits früh in einem Projekt das ESRANGE Personal einbezogen werden soll. Ein Großteil des folgenden Dokuments bezieht sich auf operationelle Abläufe und Sicherheitsverfahren auf dem Testgelände, welche für diese Arbeit nicht weiter betrachtet werden.

Das Kapitel *Ground Safety* bezieht sich vor allem auf die typischerweise stattfindenden Raketenstarts mit Feststoffmotoren. Da ein Feststoffmotor bereits bei Anlieferung mit der vollen Menge an sprengstoffähnlichem Treibstoff beladen ist, gehen von diesem erhebliche Gefahren aus. Es wird deutlich, dass bei Einsatz von Sprengstoffen im Terminierungssystem die hier beschriebenen Anforderungen einzuhalten wären. Um den Aufwand während der Kampagne zu reduzieren, soll das Terminierungssystem ohne Sprengstoffe ausgeführt werden. Aus gleichem Grund sollen auch keine Spannung im elektrischen System eingeplant werden, die die ohnehin im Flugzeug vorhandenen Spannungen übertreffen. Auch sollen keine Gefahrgüter eingesetzt werden. Damit kann das *ESRANGE Safety Manual* in Bezug auf die Konzeptionierung des Terminierungssystem bis einschließlich dieses Kapitel vernachlässigt werden.

Im Kapitel *Flight Safety* werden die einzuhaltenden Anforderungen während der Flugdurchführung definiert. Da HAP physikalisch als stabil ausgelegtes Fluggerät bei Fehlerfällen in der Lage ist das Testgebiet zu verlassen, wird hier explizit ein Terminierungssystem gefordert. Für die Anforderungen an dieses Terminierungssystem wird auch hier auf den RCC-319 verwiesen. Weiterhin wird

gefordert die Prozeduren zum Einsatz des Terminierungssystem in Absprache mit dem ESRANGE Personal zu definieren. Dabei sind Nachweise zu erbringen, dass für die Öffentlichkeit bestimmte Gefährdungsgrenzwerte eingehalten werden. Diese Anforderungen beziehen sich auf den operativen Betrieb und müssen für die weitere Auslegung sowie den Einsatz des Terminierungssystems beachtet werden. Auf die konzeptionelle Auslegung in dieser Arbeit haben diese Anforderungen keinen Einfluss.

Das weitere Dokument bezieht sich auf zu erbringende Informationen für das Gesamtsystem sowie weitere Abläufe auf dem Testgelände und ist damit für diese Arbeit nicht relevant.

Sollte ESRANGE doch nicht als Erprobungsgelände genutzt werden, sind die hier getroffenen Aussagen nicht anwendbar. Das einzige Kriterium in diesem Dokument, welches das Terminierungssystem direkt beeinflusst, ist die Kompatibilität zum RCC-319. Da dieser Standard weltweit bekannt ist, ist anzunehmen, dass mit gegebener Kompatibilität auch die Anforderungen jeder anderen Testrange evtl. mit kleineren Anpassungen erfüllt werden können. Der RCC-319 wird in der folgenden Sektion näher erläutert.

2.3. RCC-319

Der *Flight Termination Commonality Standard*, herausgegeben als *Range Commanders Council Document 319* (RCC-319) [2], ist ein Satz von Anforderungen an Terminierungssysteme, der für amerikanische Testgelände verfasst wurde. Auch im *ESRANGE Safety Manual*, welches in der Sektion 2.2 beschrieben wird, wird auf diesen Standard verwiesen. Das 549 Seiten umfassende Dokument ist in acht Kapitel gegliedert, von denen die Kapitel 3 zu *Performance Requirements* und 4 zu *Test and Analysis Requirements* den Großteil ausmachen.

Nach der Einleitung wird in Kapitel 2 der *Tailoring* Prozess beschrieben. Kernaussage dieses Kapitels ist, dass die im gesamten Dokument gestellten Anforderungen nicht zwingend exakt übernommen werden müssen, sondern in Absprache mit den Verantwortlichen auf das spezifische Vehikel und die spezifische Mission zugeschnitten werden können. Wie auch im *ESRANGE Safety Manual* wird hier deutlich, dass nach der Ausarbeitung eines fundierten Konzepts für ein Terminierungssystem vor weiteren Aufwänden Kontakt mit dem favorisierten Testgelände aufgenommen werden muss. In Kapitel 3 werden die *Performance Requirements* aufgeführt. Hier werden zunächst die *Functional Requirements* beschrieben. Die zentrale Anforderung lautet:

„In addition to disabling thrust, the goal of the FTS is to result in a termination action that minimizes the debris footprint. The FTS shall minimize significant lateral or longitudinal deviation in the impact point.“

Anschließend werden allgemeine Anforderungen für das Gesamtsystem der Terminierung definiert. Die für diese Arbeit wichtigsten Inputs sind:

- Zuverlässigkeit - soll 99,9% im 95% Konfidenzintervall erreichen. Wenn alle weiteren Anforderungen des Standards eingehalten werden, gilt dieser Wert als erfüllt.
- Redundanz - keine kritische Komponente darf einen *Single Point of Failure* haben.

- *Survivability* - die Redundanz soll so ausgeführt sein, dass mögliche Versagensarten des Vehikels die Funktion des Terminierungssystems bis zum Auslösen nicht verhindern.
- Systemunabhängigkeit - z.B. Quellen für elektrische Energie müssen unabhängig vom Vehikel sein um einen gemeinsamen Fehler auszuschließen.
- Testbarkeit - das System soll am Boden vor dem Einsatz auf korrekte Funktionalität überprüft werden können.

Auch wenn das Einhalten der Zuverlässigkeit durch das Erfüllen aller Anforderungen des Standards pauschal als erfüllt angesehen wird, zeigt sich hier eine besondere Schwierigkeit im Zusammenhang mit HAP. Nach allgemeiner Zuverlässigkeitstheorie ist bekannt, dass die Wahrscheinlichkeit des Versagens eines Systems mit der Zeit steigt. Während Terminierungssysteme bei Raketen nur für wenige Minuten die entsprechende Sicherheit herstellen müssen, soll HAP Missionsdauern von bis zu 90 Tagen absolvieren. Die Herausforderung für lange Einsatzzeiten ist ein Design des Terminierungssystems zu finden, welches bei minimaler Masse eine von der genauen Einsatzdauer unabhängige Architektur bietet.

Danach werden Anforderungen für die zu ertragenden Umgebungsbedingungen vorgeschlagen. Es folgt die Anforderung nach einer manuell kommandierbaren Terminierung und einem *Fail Safe* Verhalten. Weiterhin wird definiert, welche Zustandswerte des Terminierungssystems am Boden während des Fluges überwacht werden sollen. Im Folgenden werden die Anforderungen immer spezifischer auf Subsysteme und Komponenten bezogen. So kann für ein spezifisches Konzept auf entsprechende Anforderungen zurückgegriffen werden.

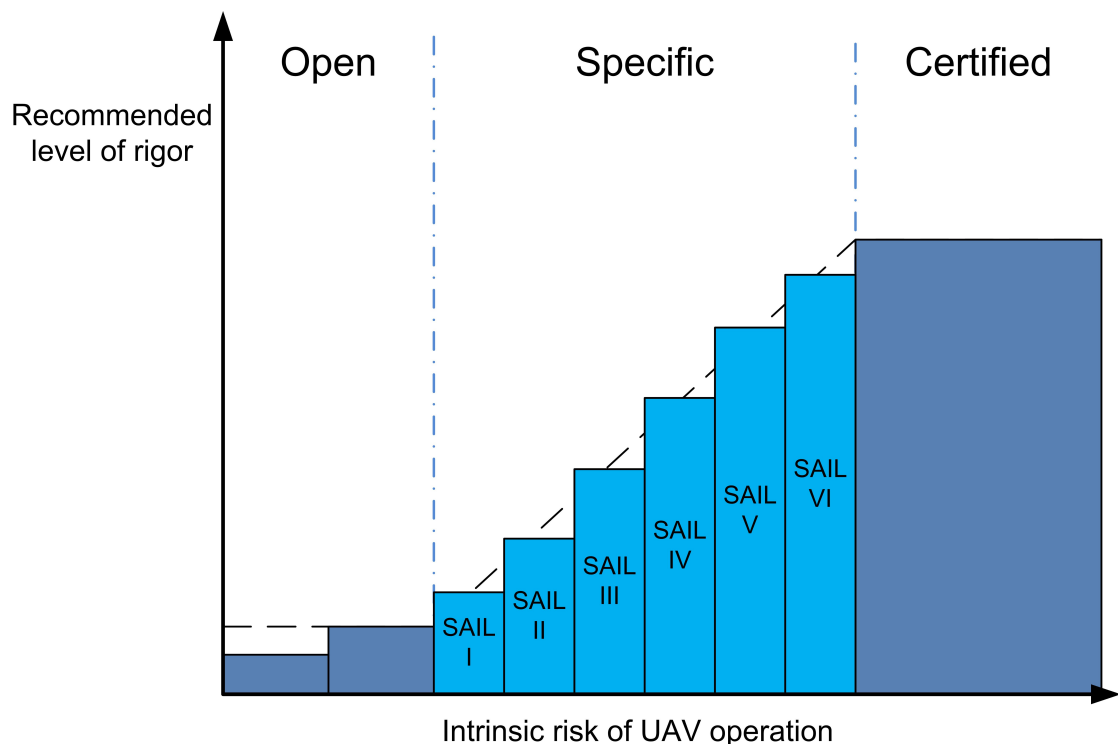
Kapitel 4 ist nach einem ähnlichen Schema aufgebaut. Zunächst werden allgemeine Anforderungen für Tests und Analysen gestellt, die dann immer weiter zur Komponentenebene detailliert werden. Die folgenden weniger umfangreichen Kapitel beschreiben Anforderungen für Versuche vor dem Start und während des Starts, für unterstützende Systeme am Boden und Überwachungseinheiten sowie Anforderungen an die Analysen und Dokumentation.

Aufgrund des Umfangs des Dokuments soll an dieser Stelle nicht detaillierter darauf eingegangen werden. Durch das Tailoring wird angestrebt die Anforderungen zunächst auf konzeptioneller Ebene grundsätzlich zu erfüllen und Abweichungen zu dokumentieren. Ob diese Abweichungen akzeptabel sind, soll im weiteren Verlauf des Projekts mit dem zuständigen Personal des Flugversuchsgeländes abgeklärt werden.

2.4. SORA

Für Flüge mit HAP Ω , die über den Bereich eines abgesperrten Luft- und Bodengebiets hinaus gehen, müssen weitere Regularien berücksichtigt werden. Die Betrachtung dazu soll sich zunächst auf Europa beschränken. 2019 wurden die länderspezifischen Regeln zum Betrieb von unbemannten Luftfahrzeugen durch die EU-VO 2019/947 [11] europaweit ersetzt. Diese gelten ab Juli 2020. Nach neuem Recht wird der Betrieb von unbemannten Luftfahrzeugen in drei Kategorien unterteilt: *open*, *specific* und *certified*. In die *open* Kategorie fällt der Betrieb von intrinsisch ungefährlichen Geräten wie kleinen Kamerdrohnen. Durch *certified* wird der Betrieb von sehr großen Luftfahrzeugen oder

der Betrieb von größeren Geräten über bewohntem Gebiet abgedeckt. Zwischen diesen Kategorien mit einerseits sehr geringen und andererseits sehr hohen Anforderungen, soll es eine diskrete Transition in Form der *specific* Kategorie geben. Dieser Übergang wird von Abbildung 2.4 veranschaulicht. Ein offiziell anerkanntes *Acceptable Means of Compliance* (AMC) zur Risikobewertung der *specific* Kategorie ist das *Specific Operations Risk Assessment* [1] (SORA). Da aufgrund der erwarteten Hürden im Betrieb in der *certified* Kategorie HAP Ω nach Möglichkeit nicht zertifiziert werden soll, beschäftigt sich dieser Abschnitt mit SORA.



Quelle: [12]

Abbildung 2.4.: Veranschaulichung der diskreten Transition zwischen den Kategorien innerhalb der EU-VO 2019/947.

In SORA wird eine Mission aufgrund der spezifischen Charakteristika mithilfe der Einordnung in eine *Ground Risk Class* (GRC) und eine *Air Risk Class* (ARC) resultierend in einem von sechs *Specific Assurance and Integrity Levels* (SAIL) bewertet. Abhängig von dem SAIL müssen bestimmte *Operational Safety Objectives* (OSO) eingehalten werden, um das Gesamtrisiko einer Mission unter einen akzeptablen Level zu senken.

Bei der Analyse der OSO fällt auf, dass ab SAIL V in OSO #5 die gleichen Zuverlässigkeiten des Systems gefordert werden, die auch für die *certified* Kategorie gelten. Es ist somit zu erwarten, dass eine relevante Senkung des Entwicklungsaufwands nur bis SAIL IV erreicht wird [13], womit der Betrieb im kontrollierten Luftraum ausgeschlossen ist. Um die für diesen SAIL erforderliche GRC einzuhalten, ist mit der typischen kinetischen Energie von HAP von $< 1084 \text{ kJ}$ nur ein Betrieb über schwach besiedeltem Gebiet möglich.

Unter diesen Bedingungen lassen sich die gestellten Anforderungen ableiten. Zunächst gilt gene-

rell eine Anforderung, dass der vorher definierte Flugbereich nur mit einer Wahrscheinlichkeit von $10^{-4} / FH$ verlassen werden darf. Bei Einsatz eines Terminierungssystems müssten also sowohl die Flugsteuerung als auch das Terminierungssystem versagen. Unter der konservativsten Annahme, dass die Flugsteuerung mit einer Wahrscheinlichkeit von 1 versagt und dieser Fehler auch zu einem Verlassen des vorher definierten Flugbereichs führt, müsste das Terminierungssystem alleine eine Zuverlässigkeit von $10^{-4} / FH$ aufweisen. Da insbesondere HAP Ω eine Flugdauer von vielen Tagen absolvieren soll und das Terminierungssystem ohnehin die Anforderung der RCC-319 mit einer Zuverlässigkeit von 99,9% im 95% Konfidenzintervall über die gesamte Flugdauer erfüllen muss, wird diese Anforderung problemlos eingehalten. Die aus den OSO anfallenden Anforderungen beziehen sich auf das gesamte Vehikel. Als Subsystem muss auch die Terminierung diese Anforderungen erfüllen. Eine detaillierte Beschreibung findet sich im Anhang E von SORA. Die für die technische Konzeptionierung relevanten Anforderungen sind:

- OSO #2 und 3 Herstellung und Wartung durch eine kompetente Organisation
- OSO #4 Entwicklung nach Standards
- OSO #5 Entwicklung unter Beachtung von Systemsicherheit und Zuverlässigkeit
- OSO #6 Angemessene Datenverbindung

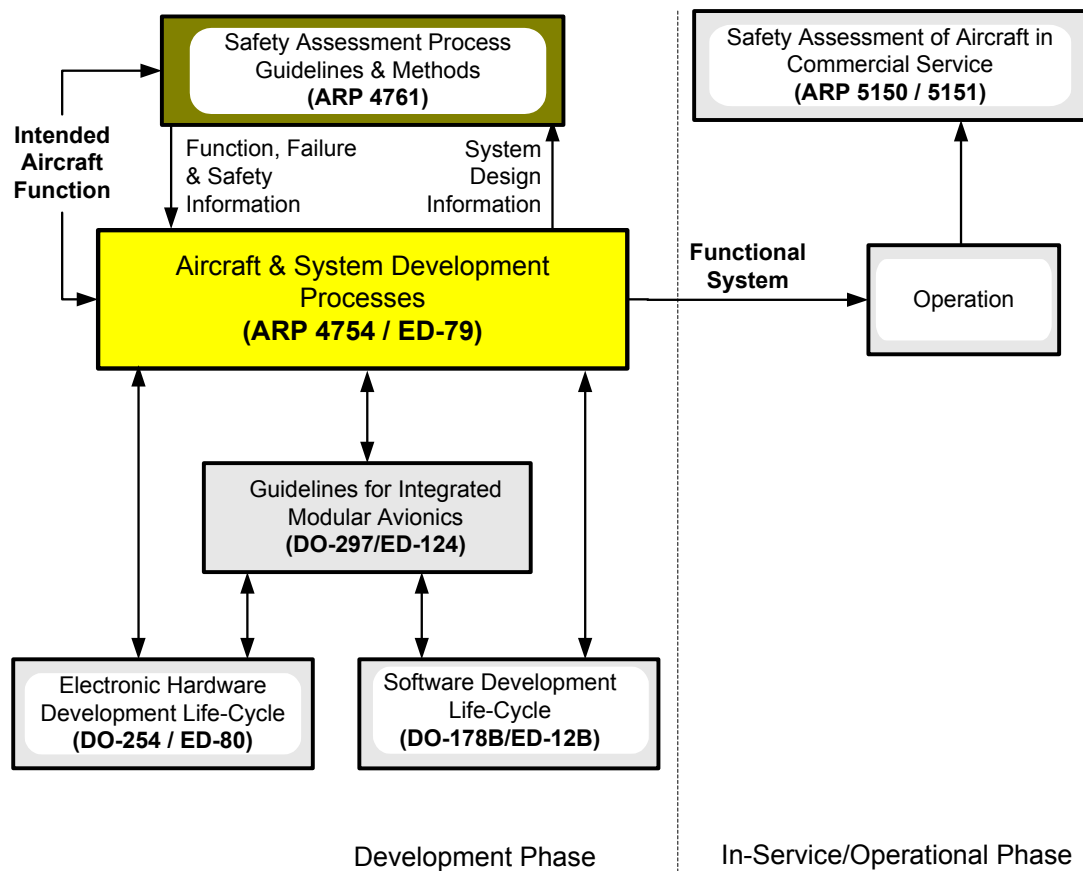
Es darf davon ausgegangen werden, dass ein Terminierungssystem welches dem RCC-319 genügt, mit Leichtigkeit die hier gestellten Anforderungen erfüllt. Sollte ein Betrieb in SAIL V oder VI bzw. in der *certified* Kategorie durchgeführt werden, gilt die RPAS.1309 [14]. Diese ordnet den Absturz des Vehikels einer *hazardous failure condition* zu, womit sämtliche Systeme, die einen solchen Fehler herbeiführen können, nach anspruchsvollen Luftfahrtstandards zu entwickeln sind. Ein Terminierungssystem wäre dann überflüssig. Somit ist SORA für diese Arbeit nicht weiter relevant.

2.5. ARP

Die *Aerospace Recommended Practice* (ARP) 4754A [15] und 4761 [16] der SAE Aerospace sind in der Luft- und Raumfahrt weit verbreitete Standards für die Entwicklung von Vehikeln. Dabei beschreiben die ARP4754A Entwicklungsprozesse und die ARP4761 die dazugehörigen Methoden. Ergänzt werden diese durch weitere Standards aus dem Bereich der Elektronik. Diese Struktur ist in Abbildung 2.5 gezeigt.

Die zentrale Methodik der ARP 4754A zum Generieren von Anforderungen an den Entwicklungsprozess, ist das Zuordnen eines *Design Assurance Level* (DAL) zu einer Funktion oder einer Komponente. Grundlage der Zuordnung ist die Überprüfung der Auswirkung einer Fehlfunktion. Je härter die Konsequenzen einer Fehlfunktion sind, desto anspruchsvoller ist der DAL und damit einhergehend die Anforderungen an die Systeme und deren Entwicklung.

Terminierungssysteme haben diesbezüglich eine einfache Natur. Während des Fluges muss das Terminierungssystem lediglich einsatzbereit sein und steht in keiner Wechselwirkung zu anderen Systemen. Das wird in dem RCC-319 explizit durch die Systemunabhängigkeit gefordert. Sollte das



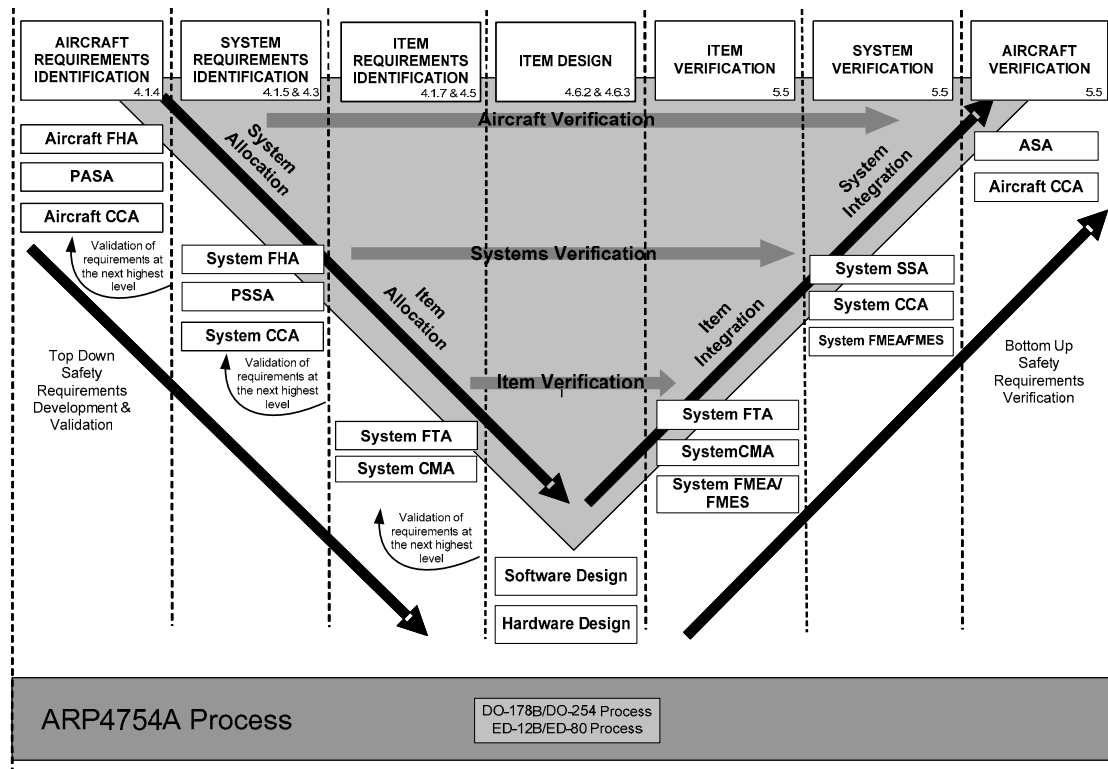
Quelle: [15]

Abbildung 2.5.: Struktur der ARP.

Terminierungssystem ausgelöst werden, gibt es kein funktionales System mehr, welches Wechselwirkungen unterliegen könnte. Im Gegensatz zur bemannten Luftfahrt, in der die ARP typischerweise angewendet werden, muss hier also keine ausreichende Funktionalität des Gesamtsystems nach Fehlfunktionen bis zur sicheren Landung nachgewiesen werden. Weiterhin ist keine Generierung von Anforderungen durch die ARP nötig, da diese bereits durch den RCC-319 definiert sind. Somit ist die Anwendung der ARP 4754A für das hier betrachtete System überflüssig. Die ARP könnte höchstens alternativ zur RCC-319 genutzt werden. Dann wären aber eigene Anforderungen zu erarbeiten, was bei einem für das spezifische System bereits existierenden Standard unnötige Arbeit wäre.

Dennoch liefern die ARP wichtige Ansätze für die Entwicklung von zuverlässigen Systemen. Das V-Modell besagt, dass die Generierung von Anforderungen in einem *Top Down*-Ansatz erfolgen soll. Dabei werden die Anforderungen zunächst für das Gesamtsystem erstellt und dann für eine, auf dieser Grundlage erarbeiteten, Systemarchitektur abgeleitet und detailliert. Dieser Prozess wird bis auf Komponentenebene fortgesetzt. Die entwickelten Komponenten werden dann in einem *Bottom Up*-Prozess verifiziert und validiert. Dabei wird zunächst geprüft, ob die Komponente ihre Anforderungen erfüllt. Nach der Integration zum übergeordneten System wird dieses auf die Einhaltung seiner Anforderungen überprüft. Dieser Prozess wird bis auf Gesamtsystemebene durchgeführt.

Das V-Modell wird allgemein bei der Entwicklung von HAP angewendet. Eine grafische Darstellung dieses Prozesses findet sich in Abbildung 2.6. Weiterhin werden in den ARP 4761 Methoden beschrieben, die sich losgelöst vom sonstigen Prozess als Analysewerkzeuge benutzen lassen.



Quelle: [15]

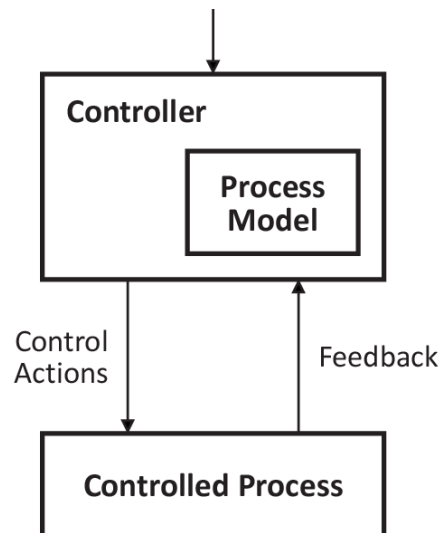
Abbildung 2.6.: In der ARP 4754A beschriebenes V-Modell, nach dessen Grundsatz die Entwicklung des Terminierungssystems ablaufen soll.

2.6. STAMP und STPA

Die *Systems-Theoretic Accident Model and Processes (STAMP)* mit der Methodik *Systems-Theoretic Process Analysis (STPA)* ist ein neuer systemischer Ansatz im Sicherheitsingenieurwesen [17]. Statt einer klassischen Ereigniskette die zu einem Ergebnis führt, wird der Fokus hier auf die Abbildung von Interaktionen zwischen Systemen und Komponenten gelegt. Somit lässt sich insbesondere Software besser abbilden, da in dieser im Gegensatz zu Hardwarekomponenten kein Defekt entstehen kann. Ereignisketten und auch Hardwarekomponenten lassen sich trotzdem weiterhin beschreiben. In den STAMP und der STPA wird dabei das Konzept der Kontrolle genutzt. In „Hazard Analysis of Complex Spacecraft using Systems-Theoretic Process Analysis“ [17] werden folgende Beispiele genannt: Der Gasverlust im Feststoffbooster bei dem *Space Shuttle Challenger* Unglück wurde nicht durch den O-Ring kontrolliert. Die Abstiegs geschwindigkeit des *Mars Polar Lander* wurde nicht korrekt durch die Software kontrolliert. In dieses Konzept kann auch menschliches Verhalten inte-

griert werden.

In der STPA werden Systeme als Kontrollschleifen definiert. Durch die holistische Sichtweise sollen in dem Ansatz die für die Schnittstellen nötigen Anforderungen gefunden werden, um die System-sicherheit herzustellen. Der Modellierungsansatz ist in Abbildung 2.7 gezeigt.



Quelle: [15]

Abbildung 2.7.: Modellierungsansatz der STPA.

Der sich vor allem auf Systeminteraktionen fokussierende Ansatz von STAMP und STPA sollte hier der Vollständigkeit halber aufgeführt werden. Wie bereits in Sektion 2.5 beschrieben, ist soll ein Terminierungssystem wenig komplex aufgebaut sein und wenige Schnittstellen zu anderen Systemen haben. Daher werden diese Analyseverfahren hier als nicht notwendig angesehen.

3 Konzept

In diesem Kapitel wird sowohl für die physikalische Umsetzung der Terminierung als auch für den elektronischen Teil mit Kommandierung und Auslösung des Flugabbruchs ein Konzept erarbeitet. Dabei werden zunächst Anforderungen definiert, aufgrund derer erst das physikalische und anschließend das elektronische Konzept ausgewählt wird.

3.1. Anforderungen

Für die Entwicklung des Terminierungssystems müssen zunächst Anforderungen definiert werden. In Kapitel 2 wurden dazu die verfügbaren Standards und Anforderungskataloge analysiert, mit dem Ergebnis, dass die Anforderungen des RCC-319 eingehalten werden sollen. In begründeten Ausnahmen dürfen Abweichungen eingeplant werden, die mit dem Personal des angestrebten Flugversuchsgeländes abgesprochen werden müssen. Die für die Konzeptionierung wichtigsten Anforderungen sind in Sektion 2.3 aufgeführt.

Zusätzlich sollen weitere Anforderungen eingehalten werden. Die Analyse des ESRANGE Safety Manual in Sektion 2.2 hat gezeigt, dass der Einsatz von Sprengstoffen deutlich aufwändigere Abläufe während der Kampagne nach sich ziehen würde, um das Personal zu schützen. Dieser Aufwand soll vermieden werden, indem keine Sprengstoffe eingesetzt werden.

Aufgrund der zu erwartenden Höhenstrahlung ist nicht auszuschließen, dass das simplex Flugsteuerungssystem einen Ausfall im Flug erfährt. Da das Vehikel aerodynamisch stabil ausgelegt ist, kann der Flug durch Neustart des Systems fortgeführt werden. Das Terminierungssystem soll durch dieses Szenario nicht automatisch ausgelöst werden.

3.2. Auswahl eines physikalischen Konzepts

In der folgenden Sektion wird ein physikalisches Konzept für die Terminierung ausgewählt. Zunächst werden Varianten aufgestellt, von denen aufgrund einer Bewertung zwei zur näheren Betrachtung selektiert werden.

Um Methoden erarbeiten zu können mit denen HAP terminiert werden kann, wird hier auf die Physik einer Terminierung eingegangen. Die hier aufgeführten Varianten wurden dabei durch strukturiertes Nachdenken gefunden. Bei einer Terminierung wird die potentielle Energie der Flughöhe abgebaut. Dafür stehen zwei Wege zur Verfügung: Die potentielle Energie kann entweder in kinetische Energie umgewandelt werden oder dissipiert werden. Bei einer Flughöhe von 25 km zeigt sich, dass nur ein kleiner Teil in kinetischer Energie gespeichert werden kann und der dominante Mechanismus somit die Dissipation sein muss. Das Vehikel kann während der Dissipation der Energie

einerseits als intaktes Vehikel existieren oder andererseits bereits in Einzelteile zerlegt worden sein. Für alle Varianten die ohne direkte Zerstörung von HAP auskommen, soll hier erwähnt sein, dass bei aufgrund des extremen Leichtbaus hoch fragilen Vehikeln wie HAP bei Fehlerfällen trotzdem eine ungeplante Desintegration auftreten kann.

Die Terminierungsvarianten, bei denen HAP als Vehikel zunächst intakt bleibt, können wie folgt gegliedert werden:

- Aktiv gesteuerter Sinkflug
- Vertikaler Sinkflug am Fallschirm
- Trudeln herbeigeführt durch eine Steuerflächenstellung
- Trudeln herbeigeführt durch einen Fallschirmauswurf an einer Tragflächenspitze
- Aerodynamische Instabilität durch eine Schwerpunktverschiebung

Die Variante des aktiv gesteuerten Sinkflugs bedeutet, dass das Flugsteuerungssystem hochzuverlässig und redundant sein muss. Der Entwicklungsaufwand wird hierfür innerhalb des Projekts als nicht vertretbar angesehen, weshalb diese Methode ausscheidet. Eine große Unsicherheit wird in der Thematik des elastischen Verhaltens gesehen. In Kombination mit der erwarteten, als träge charakterisierbaren, Manövrierbarkeit erscheint das Einleiten von Trudeln durch einen Steuerflächenausschlag als unzuverlässig oder nur schwierig nachweisbar. Daher wird das Trudeln nur durch die Herbeiführung über einen Fallschirmauswurf an einer Tragflächenspitze weiter betrachtet. Eine Schwerpunktverschiebung würde bedeuten, dass eine Masse innerhalb des Vehikels verschoben werden muss. Da das minimalistisch konstruierte Vehikel keinen Platz zur Verfügung stellt, um ein Element im Flugzeug in einem großen Bereich zu verschieben und eine ggf. nötige Ballastmasse zu diesem Zweck der Designphilosophie des extremen Leichtbaus widerspricht, scheidet auch diese Variante aus.

Die Terminierungsvarianten, bei denen HAP als Vehikel nicht intakt bleibt, können wie folgt gegliedert werden:

- Bruch der Tragfläche durch Fallschirmauswurf an einer Tragflächenspitze
- Desintegration durch Überschreitung der maximalen Geschwindigkeit durch voll gedrückten Höhenleitwerksausschlag
- Bruch der Tragfläche oder anderer Primärstruktur durch voll gezogenen Höhenleitwerksausschlag
- Abwurf oder Abknicken des Höhenleitwerks
- Abtrennen der Leitwerkssektion durch eine mechanische Trennung
- Abtrennen einer Tragflächensektion durch eine mechanische Trennung
- Abtrennen verschiedener Flugzeugteile durch Sprengladungen
- Abschuss vom Boden
- Anzünden der Akkus

Die Varianten der Desintegration des Vehikels durch Überschreitung der maximalen Geschwindigkeit und dem Bruch der Tragfläche oder einer anderen Primärstruktur unterscheiden sich nur in der Richtung des Leitwerksausschlags. Es wird angenommen, dass ein voll gedrückter Ausschlag und der in Folge zu fliegende negativ Looping mit geringerer Wahrscheinlichkeit intakt geflogen werden können, weshalb nur diese Variante weiter betrachtet wird. Das Abtrennen einer Tragflächensektion wird technisch als nicht umsetzbar gesehen, solange eine akzeptabel geringe Masse für dieses System eingehalten werden muss. Der Einsatz von Sprengladungen soll vermieden werden, weshalb auch die Variante der Abtrennung von Flugzeugteilen durch Sprengladungen ausscheidet. Der Abschuss durch ein Bodensystem wird aufgrund der großen maximalen Distanz zur Bodenstation nicht näher untersucht, da die Verzögerung des Effekts als zu groß angesehen wird. Weiterhin wäre ein System dieser Leistungsfähigkeit zu teuer im Einsatz. Ein Anzünden der Akkus z.B. durch Kurzschlüsse wird als zu experimentell angesehen.

Die Bewertung wird mittels eines paarweisen Vergleichs durchgeführt [18]. Die Methode wird bzgl. der Verbesserung der Orthogonalität und der Werte, wie im Folgenden erläutert, modifiziert. Jedes Kriterium erhält durch vergleichende Abwägung eine Punktesumme. Je höher die Summe ist, desto wichtiger ist das Kriterium. Ist ein Kriterium wichtiger als ein anderes, erhält es für diesen Vergleich zwei Punkte. Gleichwichtige Kriterien erhalten einen Punkt, während ein weniger wichtiges Kriterium für einen Vergleich null Punkte erhält. Diese Kriterien werden berücksichtigt:

- Systemmasse - erwartete Masse der betrachteten Variante.
- Erforderliche Zusatzmasse - zusätzliche Massen, die durch das Terminierungssystem verursacht werden. Ein am Heck platziertes Terminierungssystem benötigt z.B. für einen gleichbleibenden Schwerpunkt einen Massenausgleich an der Front.
- Erforderlicher Bauraum.
- Entwicklungsaufwand - Aufwand der für Design und Testen betrieben werden muss, um aus kaufbaren Komponenten ein fertiges Terminierungssystem zu erhalten.
- Anschaffungskosten - Kosten der kaufbaren Komponenten.
- Personalaufwand Kampagne - Durch das Terminierungssystem verursachte Aufwände während der Flugerprobung, z.B. durch spezielle Prozeduren, die eingehalten werden müssen.
- Externe Kosten - z.B. Bereitstellung von Dienstleistungen die für den Betrieb des Terminierungssystems notwendig sind.
- Rechtliche Hürden - durch das Konzept verursachte Auflagen.
- Zuverlässigkeit Auslösung - Wie zuverlässig löst das System aus?
- Definiertes Sinken - Wie gut kann vorhergesagt werden, mit welcher Geschwindigkeit die nach der Terminierung verbleibenden Systemkomponenten zu Boden sinken? Das ist wichtig, um die Einschlagsorte am Boden möglichst genau vorhersagen zu können.
- Diskreter Absturz - Wie viele Einzelteile produziert die Terminierung? Je weniger Teile, desto besser, da weniger Teile nur sehr lokal Schaden anrichten können.

- Verzögerung Auslösung - zu erwartende Verzögerung zwischen Kommandierung und abgeschlossener Terminierung in der ein stationärer Zustand der verbleibenden Komponenten erreicht ist. Hierbei ist nicht der Fall zu Boden berücksichtigt.

Die wichtigsten Kriterien sind diejenigen, die auf Masse und Performance der Terminierung bezogen sind. Die auf Performance bezogenen Kriterien sind die Zuverlässigkeit der Auslösung, das definierte Sinken, der diskrete Absturz und die Verzögerung der Auslösung. Da das Vehikel sehr langsam ist, bildet die Verzögerung der Auslösung hier eine Ausnahme. In der Konstruktion von HAP sind viele Leerräume vorhanden. Diese sind jedoch jeweils klein und durch Strukturkomponenten und andere Systeme nicht beliebig nutzbar. Daher ist der erforderliche Bauraum für das System etwas weniger wichtig als Masse und Performance, jedoch wichtiger als die Aufwände zur Umsetzung. Diese werden untereinander als gleich wichtig erachtet. Aus diesen Angaben ergibt sich Tabelle 3.1.

Einige Kriterien bieten keine Orthogonalität zueinander. Um zu verhindern, dass Kriterien aufgrund ihrer Anzahl übermäßig bewertet werden, werden die Kriterien in Gruppen eingeteilt und die aus Tabelle 3.1 erhaltenen Punkte durch die Anzahl der Kriterien in der jeweiligen Gruppe geteilt. Anschließend erfolgt eine Normierung der Punkte. Dieser Vorgang ist in Tabelle 3.2 dargestellt.

Anhand der aufgestellten Kriterien wird eine Bewertung der Varianten durchgeführt. Dabei wird jedes Kriterium rein qualitativ als begründetes *Engineering Judgement* mit null bis zehn bewertet. Null ist dabei die schlechteste denkbare Erfüllung des Kriteriums und zehn die Beste. Somit müssen die untersuchten Varianten nicht den gesamten Wertebereich abdecken. Nach Multiplikation der Bewertung mit den normierten Punkten aus Tabelle 3.2 und dem Aufsummieren dieser, kann maximal eine Gesamtbewertung von zehn erreicht werden. Dieses Vorgehen erlaubt eine schnelle Abschätzung in einem großen Lösungsraum, arbeitet jedoch auch mit hohen Ungenauigkeiten. Daher wird hier eine Vorauswahl getroffen. Die beiden Favoriten werden in Sektion 4.1 detaillierter betrachtet.

Begründungen zur Bewertung Systemmasse

Bei einem Sinkflug durch einen Fallschirm wird ein großer Fallschirm erwartet, um das Vehikel trotz Gegensteuerns so zu Verlangsamen, dass es annähernd vertikal sinkt. Etwas kleiner und leichter fällt ein Fallschirm aus, der die Tragfläche abreißen kann, wenn dieser weit außen befestigt wird. Noch etwas kleiner ist dieser Fallschirm, wenn bei Auswurf nur ein Trudeln eingeleitet werden soll. Die weiteren Systeme greifen auf bereits vorhandene Strukturen oder Systeme zurück, benötigen jedoch trotzdem eine Systemmasse in zusätzlichen Komponenten, um die Terminierung umzusetzen.

Begründungen zur Bewertung Erforderliche Zusatzmasse

Der Sinkflug durch einen Fallschirm erfordert einen schweren Fallschirm am Heck. Somit muss ein Massenausgleich um die Querachse erfolgen. Die weiteren Varianten mit Fallschirm erfordern einen Massenausgleich um die Längsachse. Für alle Fallschirmvarianten muss angenommen werden, dass die Struktur zusätzlich verstärkt werden muss, um die Systeme an den langen Hebelarmen zu tragen. Für die Desintegration durch Leitwerksausschlag muss ein Massenausgleich um die Querachse für das System am Heck stattfinden. Dies gilt auch für die Variante mit Abklappen oder

Abwerfen des Leitwerks. Bei diesem wird aber angenommen, dass die Struktur für die Auslösung des Abklappens schwerer gebaut werden muss, um eben jenes zu ermöglichen. Das Abtrennen der Leitwerkssektion durch eine mechanische Trennung benötigt kaum Zusatzmasse, da ohnehin eine Trennstelle am Rumpf zwecks Transportzerlegung vorhanden sein muss und das System dann nah am Schwerpunkt platziert ist.

Begründungen zur Bewertung Erforderlicher Bauraum

Fallschirme sind auch im gepackten Zustand relativ groß. Die Mechanik für einen Leitwerksaus-schlag benötigt zwar einigen Bauraum, dies jedoch an einer Stelle an der nichts in der Rumpfröhre platziert werden soll. Für den Abwurf des Leitwerks müssten in die kleine Leitwerksstruktur Elemente platziert werden. Hier befinden sich keine weiteren Systeme. Die mechanische Trennung der Leitwerkssektion kann problemlos in der Rumpfröhre platziert werden.

Begründungen zur Bewertung Entwicklungsaufwand

Der Entwicklungsaufwand für die Fallschirmsysteme wird als groß eingeschätzt, da die Verifikation umfangreiche und aufwändige Testkampagnen erfordert. Die weiteren Systeme benötigen ebenfalls umfangreiches Testen, wobei diese Testaufbauten kleiner ausfallen und deutlich schneller wiederholt werden können. Da bei der mechanischen Trennung der Leitwerkssektion höherer Testaufwand zum Vermeiden von Verklemmen notwendig ist, erhält diese Variante hier eine schlechtere Bewertung.

Begründungen zur Bewertung Anschaffungskosten

Fallschirme sind eher günstig, falls auf kommerzielle Produkte zurückgegriffen werden kann. Bei einem großen Fallschirm der das gesamte Vehikel mit geringen Sinkgeschwindigkeiten tragen kann, würde vermutlich auf manntragende Systeme zurückgegriffen werden müssen, wodurch die Kosten hier deutlich höher sind. Bei der Desintegration durch einen voll gedrückten Höhenruderausschlag werden kaum Anschaffungskosten erwartet, da die vorhandene Aktuatormechanik nur durch wenige simple Elemente erweitert werden muss. Das Abwerfen oder Abknicken des Höhenleitwerks bedingt eine teurere Struktur und aufwändige Spezialkomponenten, ebenso wie das Abtrennen der Leitwerkssektion, wobei hier noch aufwändigere Teile aufgrund der hohen zu übertragenden Biegebelasten erwartet werden.

Begründungen zur Bewertung Personalaufwand Kampagne

Die Fallschirmvarianten müssen zu Beginn der Kampagne einmal gepackt werden. Bei den anderen werden keine Zusatzaufwände erwartet.

Begründungen zur Bewertung Externe Kosten und Rechtliche Hürden

Bei keiner der betrachteten Varianten werden externe Kosten oder rechtliche Hürden erwartet.

Begründungen zur Bewertung Zuverlässigkeit Auslösung

Fallschirme haben die Gefahr, dass diese sich nicht korrekt entfalten. Bei allen anderen Varianten könnte ein mechanisches Verklemmen auftreten. All diese Gefahren sind gering und können durch entsprechendes Testen weitestgehend ausgeschlossen werden.

Begründungen zur Bewertung Definiertes Sinken

Das Sinken am Fallschirm kann bis auf leichte Effekte durch Ruderausschläge bzw. Schub sehr genau vorhergesagt werden. Der Trudelzustand lässt sich ohne Trudelerprobung schlechter vorhersagen, außerdem besteht hier die Gefahr, dass das Vehikel dabei zerbricht. Bei allen anderen Varianten wird das Flugzeug in viele Teile zerlegt, bei denen durch Abschätzung der Extrema Einschlagsbereiche vorhergesagt werden können.

Begründungen zur Bewertung Diskreter Absturz

Bei dem Sinkflug am Fallschirm darf davon ausgegangen werden, dass das Vehikel als ein Teil zu Boden sinkt. Sollte das Vehikel bereits vor der Terminierung zerstört worden sein, betrifft das nicht diese Bewertung. Beim Trudeln besteht eine Gefahr des Zerbrechens. Alle anderen Varianten zerlegen das Vehikel zunächst in wenige Einzelteile, die aufgrund des instabilen Fallens dann aber sehr wahrscheinlich in weitere, kleinere Komponenten zerbrechen.

Begründungen zur Bewertung Verzögerung Auslösung

Die Fallschirmvarianten benötigen Zeit um den Fallschirm auszuwerfen und diesen zu entfalten. Beim Sinkflug am Fallschirm und dem Trudeln muss sich zusätzlich durch die neu auftretenden Kräfte der Flugzustand ändern. Bei den verbleibenden Varianten wird die Terminierung sofort ausgelöst. Die Komponenten müssen dann nur den stabilen Zustand erreichen. Bei der Trennung der Leitwerkssektion stellt sich dieser aufgrund der veränderten Schwerpunktlage für die augenblicklich getrennten Sektionen schneller ein. Da HAP sehr langsam fliegt und somit nur große Verzögerungen Auswirkungen zeigen, sind alle Varianten sehr gut bewertet.

Die Punkte aufgrund der genannten Begründungen finden sich in Tabelle 3.3.

Die Varianten Desintegration durch voll gedrückten Höhenleitwerksausschlag und Abtrennen der Leitwerkssektion durch mechanische Trennung schneiden mit 8,05 und 8,07 Punkten am besten ab. Daher werden diese detaillierter betrachtet und konzeptionell vorausgelegt.

Tabelle 3.1.: Gewichtung der Bewertungskriterien, Basispunkte. Bewertung als Reihe gegen Spalte. o ist weniger wichtig, 1 ist gleich wichtig, 2 ist wichtiger.

	Systemmasse	Erforderliche Zusatzmasse	Erforderlicher Bauraum	Entwicklungsaufwand	Anschaffungskosten	Personalaufwand Kampagne	Externe Kosten	Rechtliche Hürden	Zuverlässigkeit Auslösung	Definiertes Sinken	Diskreter Absturz	Verzögerung Auslösung	Summe
Systemmasse	1	1	2	2	2	2	2	2	1	1	1	2	19
Erforderliche Zusatzmasse	1	1	2	2	2	2	2	2	1	1	1	2	19
Erforderlicher Bauraum	o	o	1	2	2	2	2	2	o	o	o	2	13
Entwicklungsaufwand	o	o	o	1	1	1	1	1	o	o	o	1	6
Anschaffungskosten	o	o	o	1	1	1	1	1	o	o	o	1	6
Personalaufwand Kampagne	o	o	o	1	1	1	1	1	o	o	o	1	6
Externe Kosten	o	o	o	1	1	1	1	1	o	o	o	1	6
Rechtliche Hürden	o	o	o	1	1	1	1	1	o	o	o	1	6
Zuverlässigkeit Auslösung	1	1	2	2	2	2	2	2	1	1	1	2	19
Definiertes Sinken	1	1	2	2	2	2	2	2	1	1	1	2	19
Diskreter Absturz	1	1	2	2	2	2	2	2	1	1	1	2	19
Verzögerung Auslösung	o	o	o	1	1	1	1	1	o	o	o	1	6

Tabelle 3.2.: Gewichtung der Bewertungskriterien, Reduktion durch Einführung von Gruppen. Reduzierte Punkte sind die Summe der Basispunkte geteilt durch Anzahl der Kriterien einer Gruppe. Die normierten Punkte sind die reduzierten Punkte durch die Summe der reduzierten Punkte.

Kriterium	Summe Basispunkte	Gruppe	Anzahl Kriterien in Gruppe	Reduzierte Punkte	Normierte Punkte
Systemmasse	19	1	3	6,33	0,142
Erforderliche Zusatzmasse	19	1	3	6,33	0,142
Erforderlicher Bauraum	13	1	3	4,33	0,097
Entwicklungsaufwand	6	2	3	2	0,045
Anschaffungskosten	6	3	2	3	0,067
Personalaufwand Kampagne	6	2	3	2	0,045
Externe Kosten	6	3	2	3	0,067
Rechtliche Hürden	6	2	3	2	0,045
Zuverlässigkeit Auslösung	19	4	4	4,75	0,106
Definiertes Sinken	19	4	4	4,75	0,106
Diskreter Absturz	19	4	4	4,75	0,106
Verzögerung Auslösung	6	4	4	1,5	0,034
Summe				44,75	1

Tabelle 3.3.: Bewertung der Optionen. Unter B ist die Bewertung von 0 bis 10 eingetragen. R ist die Resultierende aus normierten Punkten des Kriteriums multipliziert mit der Bewertung.

	Normierte Punkte	Vertikaler Sinkflug am Fallschirm		Trudeln durch Fallschirmauswurf		Bruch Tragfläche durch Fallschirmauswurf		Desintegration durch voll gedrückten Höhenleitwerksausschlag		Abwurf oder Abknicken des Höhenleitwerks		Abtrennen Leitwerkssektion durch mechanische Trennung	
		B	R	B	R	B	R	B	R	B	R	B	R
Systemmasse	0,142	3	0,42	5	0,71	4	0,57	8	1,13	8	1,13	8	1,13
Erforderliche Zusatzmasse	0,142	6	0,85	6	0,85	6	0,85	8	1,13	7	0,99	9	1,27
Erforderlicher Bauraum	0,097	4	0,39	4	0,39	4	0,39	9	0,87	8	0,77	10	0,97
Entwicklungsaufwand	0,045	6	0,27	6	0,27	6	0,27	8	0,36	8	0,36	7	0,31
Anschaffungskosten	0,067	6	0,40	8	0,54	8	0,54	10	0,67	8	0,54	7	0,47
Personalaufwand Kampagne	0,045	8	0,36	8	0,36	8	0,36	10	0,45	10	0,45	10	0,45
Externe Kosten	0,067	10	0,67	10	0,67	10	0,67	10	0,67	10	0,67	10	0,67
Rechtliche Hürden	0,045	10	0,45	10	0,45	10	0,45	10	0,45	10	0,45	10	0,45
Zuverlässigkeit Auslösung	0,106	9	0,96	9	0,96	9	0,96	9	0,96	9	0,96	9	0,96
Definiertes Sinken	0,106	9	0,96	7	0,74	6	0,64	6	0,64	6	0,64	6	0,64
Diskreter Absturz	0,106	10	1,06	8	0,85	4	0,42	4	0,42	4	0,42	4	0,42
Verzögerung Auslösung	0,034	8	0,27	8	0,27	9	0,30	9	0,30	9	0,30	10	0,34
Summe		7,05		7,04		6,40		8,05		7,67		8,07	

3.3. Auswahl eines elektronischen Konzepts

Diese Sektion beschäftigt sich mit dem elektronischen Konzept für das Terminierungssystem. Dazu werden typische kommerzielle Systeme analysiert und aufgrund aufgezeigter Verbesserungsmöglichkeiten eine Eigenentwicklung vorgestellt. Diese beiden Varianten werden letztlich verglichen und darauf basierend ein Konzept ausgewählt.

Als kommerzielle Architektur wird im Folgenden das Terminierungssystem der Testem GmbH untersucht [19]. Dieses ist laut Datenblättern RCC-319 konform. Es gibt andere Hersteller die ähnliche Systeme anbieten. Für die sicherheitskritische Terminierung wird Testem aufgrund der gemeinsamen Sprache als bester Partner erachtet. Außerdem nutzt das DLR bereits Systeme von Testem, wodurch sich gleiche Komponenten teilen lassen. Für die konzeptionelle Betrachtung dieser Arbeit macht es darüber hinaus keinen Unterschied, auf eines der ähnlich aufgebauten Systeme umzuschwenken.

Das System lässt sich konzeptionell in folgende Bestandteile zusammenfassen. In der Bodenstation befindet sich eine Kontrollkonsole, die im Falle der Terminierung ein aktives Signal über das Sendeequipment zum Flugzeug sendet. Dort wird das Signal empfangen und ein Kanal zur Terminierung geschaltet. Dieses Konzept ist in Abbildung 3.1 dargestellt.

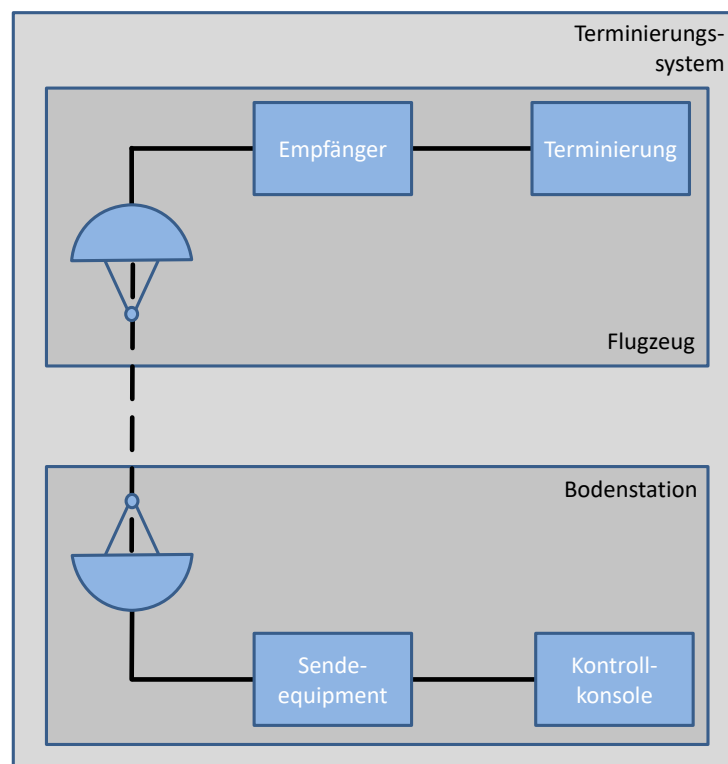


Abbildung 3.1.: Schematisches Konzept der elektronischen Teile eines kommerziellen Terminierungssystems.

Die nur für die Terminierung genutzte Funkverbindung benötigt Komponenten, deren Masse im Flugzeug unerwünscht ist. Es werden nun die Auswirkungen betrachtet, die bei der Nutzung der vorhandenen Funkverbindung zur Kommandierung und Überwachung des Vehikels, des so ge-

nannten „C2-Links“, entstünden. Diese Variante, welche die Kommunikation der Terminierungsbestandteile zwischen Bodenstation und Flugzeug über die ohnehin vorhandenen Komponenten abwickelt, ist in Abbildung 3.2 dargestellt.

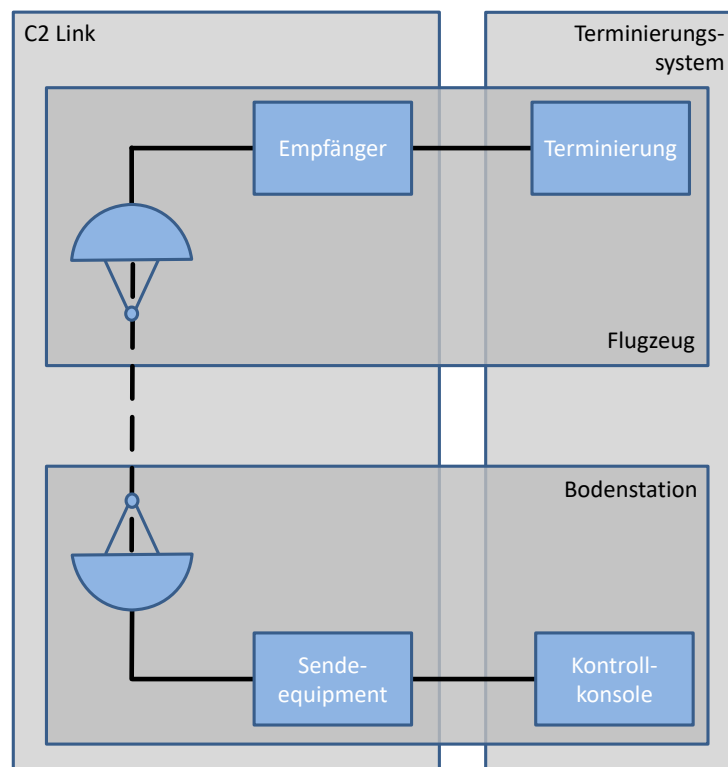


Abbildung 3.2.: Schematisches Konzept der elektronischen Teile eines für HAP selbst entwickelten Terminierungssystems.

Der Ausfall des C2-Links ist ein Fehlerfall, bei dem eine Terminierung eingeleitet werden muss. Es ist also nicht möglich, aktiv ein Signal zum Terminieren über diese Funkverbindung zu senden. Eine Überwachungsfunktion in der Terminierung, die bei Ausfall der Funkverbindung automatisch den Flugabbruch einleitet, reicht ebenfalls nicht aus, da sich Systemkomponenten aufhängen könnten und so evtl. aus Sicht der Überwachung nicht erkannt wird, dass die Funkverbindung fehlerhaft ist. Diese Probleme würden umgangen werden, wenn ein vor dem Flug definierter Code permanent von dem fliegenden Teil des Terminierungssystems empfangen werden muss. Bei Ausbleiben des Codes würde nach Ablauf eines Timers die Terminierung eingeleitet. Dieser Code muss so lang und komplex sein, dass ein zufälliges Auslesen ohne tatsächlich gesendet Code ausgeschlossen werden kann. Zudem müsste dieser Code vor jedem Flug neu generiert werden und nur auf dem Sende- und Empfangsequipment der Terminierung vorhanden sein. Ein manuelles Kommandieren wäre dann das Abschalten des Code-Sendens. Dieses könnte selbst unter widrigsten Umständen durch ziehen des Netzsteckers erfolgen. Bei manuellem Kommandieren der Terminierung würde aufgrund des Timers eine Verzögerung entstehen, die aufgrund der geringen Geschwindigkeit von HAP akzeptabel erscheint. Mit diesem Konzept ließen sich die Antennen sowie das Empfangsequipment und folglich einige Masse sparen.

Für die Bewertung der Zuverlässigkeit dieser beiden Konzepte, muss zunächst eine erweiterte De-

definition der Zuverlässigkeit erfolgen. Analog des Konzepts der Fehler erster und zweiter Art aus der Statistik [20] wird im Folgenden über die Zuverlässigkeit erster und zweiter Art gesprochen. Die Zuverlässigkeit erster Art bedeutet, dass ein Fehler erster Art nicht eintritt. Der Fehler erster Art ist das Nichtauslösen der Terminierung trotz Kommandierung oder rechtmäßig zu erfolgender automatischer Auslösung. Eine Zuverlässigkeit zweiter Art bedeutet, dass ein Fehler zweiter Art nicht eintritt. Der Fehler zweiter Art ist das Auslösen der Terminierung ohne Kommandierung oder rechtmäßig zu erfolgender automatischer Auslösung. Dieses Prinzip wird in Tabelle 3.4 veranschaulicht. Die Zuverlässigkeit erster Art ist somit aus sicherheitskritischen Betrachtung heraus von Bedeutung. Die Zuverlässigkeit zweiter Art beeinflusst die Erfolgswahrscheinlichkeit der zu fliegenden Mission.

Tabelle 3.4.: Veranschaulichung der Fehler erster und zweiter Art analog zu [20].

		Kommandiertes Verhalten oder automatische Auslösung: Terminierung soll ...	
		... auslösen	... nicht auslösen
Tatsächlich ausgeführtes Verhalten: Terminierung löst aus	korrektes Verhalten	Fehler zweiter Art
	... löst nicht aus	Fehler erster Art	korrektes Verhalten

Bzgl. der Zuverlässigkeit erster Art können beide Konzepte als ausreichend sicher betrachtet werden. Da das kommerzielle System ein aktives Signal zur Terminierung empfangen muss, könnte dieses sogar als weniger sicher betrachtet werden. Durch den in den RCC-319 geforderten simplen Aufbau und Redundanz sowie der entsprechenden Verifikation, ist aber eine ausreichende Sicherheit gegeben. Bei der Zuverlässigkeit zweiter Art schneidet ein kommerzielles System jedoch deutlich besser ab. Ohne ein aktives Signal, welches kaum zufällig erzeugt werden könnte, oder eine automatische Auslösung, welche nur durch erhebliche Fehler in der Überwachungslogik auftreten kann, terminiert dieses System nicht. Bei dem selbstentwickelten Konzept genügt ein einfacher Rechnerabsturz oder ein eigentlich zurücksetzbarer Ausfall des C2-Links für kurze Zeit, um eine Terminierung fälschlicherweise auszulösen. Zusätzlich wäre, falls der Flugsteuerungscomputer an der Weiterleitung der Daten beteiligt ist, die eigene Anforderung verletzt, einen kurzzeitigen Ausfall von diesem zu tolerieren. In Kombination mit dem erheblichen Entwicklungsaufwand gegenüber eines fertigen Systems und den, zwar begründbaren aber zusätzlichen Arbeitsaufwand generierenden, Abweichungen gegenüber dem RCC-319, wird die selbstentwickelte Terminierungselektronik hiermit verworfen und stattdessen das Testem-System detaillierter betrachtet.

4 Design

Das folgende Kapitel erarbeitet ein Design für das Terminierungssystem und führt erste Analysen dazu durch. Dazu werden zunächst die beiden vorausgewählten Architekturen konzeptionell ausgelegt und abschließend eine ausgewählt. Für die Elektronik werden zwei Architekturen erstellt und ebenfalls eine ausgewählt. Es folgt eine zusammenfassende Beschreibung des Systems und eine Erörterung von nötigen Tests.

4.1. Physikalische Architektur

In dieser Sektion werden die beiden in Sektion 3.2 gefundenen favorisierten Konzepte weiter ausgearbeitet und darauf basierend eine abschließende Auswahl getroffen. Die hier durchgeführten Vorauslegungen erarbeiten ein detailliertes Konzept, analysieren die grundsätzlichen Mechanismen und liefern eine erste Massenabschätzung.

4.1.1. Vorauslegung Desintegration durch Leitwerksausschlag

Für die Terminierungsvariante der Desintegration durch Überschreitung der maximalen Geschwindigkeit durch einen voll gedrückten Höhenleitwerksausschlag wird im Folgenden die Vorauslegung erarbeitet. Bei dieser Variante soll das Auslösen der Terminierung das Höhenleitwerk in die voll gedrückte Stellung bewegen. Das Flugzeug versucht nun einen negativ Looping zu fliegen. Aufgrund der filigranen Bauweise des HAP wird angenommen, dass dieses Manöver das Flugzeug zerstört. Grundsätzlich stehen für diese Variante zwei Ansätze zur Verfügung. Einerseits könnte der Aktuator zum Bewegen des Höhenleitwerks bei Auslösen der Terminierung in eine *Fail-Safe* Position gefahren werden. Andererseits könnte eine mechanische Vorrichtung das Höhenleitwerk in die benötigte Position bewegen. Die Aktuatorvariante wird nicht weiter verfolgt, da hier ohne komplexe Maßnahmen ein *Single Point of Failure* vorliegen würde.

Die mechanische Vorrichtung soll bei Auslösen das Höhenleitwerk durch eine Feder in die benötigte Position ziehen. Diese Feder soll dabei ihren Kraftfluss nicht auf den Verfahrweg des Aktuators legen, da dieser sonst durch die entsprechend höheren Stellmomente schwerer würde und einen größeren Leistungsbedarf hätte. Dies wird erreicht, indem zwei Hebel auf ihren gegenüberliegenden Seiten einerseits durch die Feder und andererseits durch ein Seil verbunden werden. Ein Hebel ist mit dem Aktuator verbunden, während der andere an das als Pendelleitwerk ausgeführte Höhenleitwerk durch eine Betätigungsstange angeschlossen ist. Wird das Seil durchgeschnitten, zieht sich die Feder zusammen und das Höhenleitwerk bewegt sich in einen Endanschlag. Für das Zerschnei-

den sollen aus Gründen der Redundanz zwei Pyrocutter eingesetzt werden, die typischerweise in der Automobilindustrie und auch im Fallschirmsport eingesetzt werden. Sie zeichnen sich durch hohe Zuverlässigkeit und geringe Masse aus. Bei dieser Variante ist die Terminierung in die ohnehin benötigte Übersetzung zwischen dem angedachten Servo Volz DA-26 mit einem Verfahrwinkel von $\pm 85^\circ$ [21] und dem Höhenleitwerk mit dem benötigten Ruderausschlag von $\pm 15^\circ$ [4] integriert. Eine schematische Darstellung des Konzepts ist in Abbildung 4.1 gezeigt.

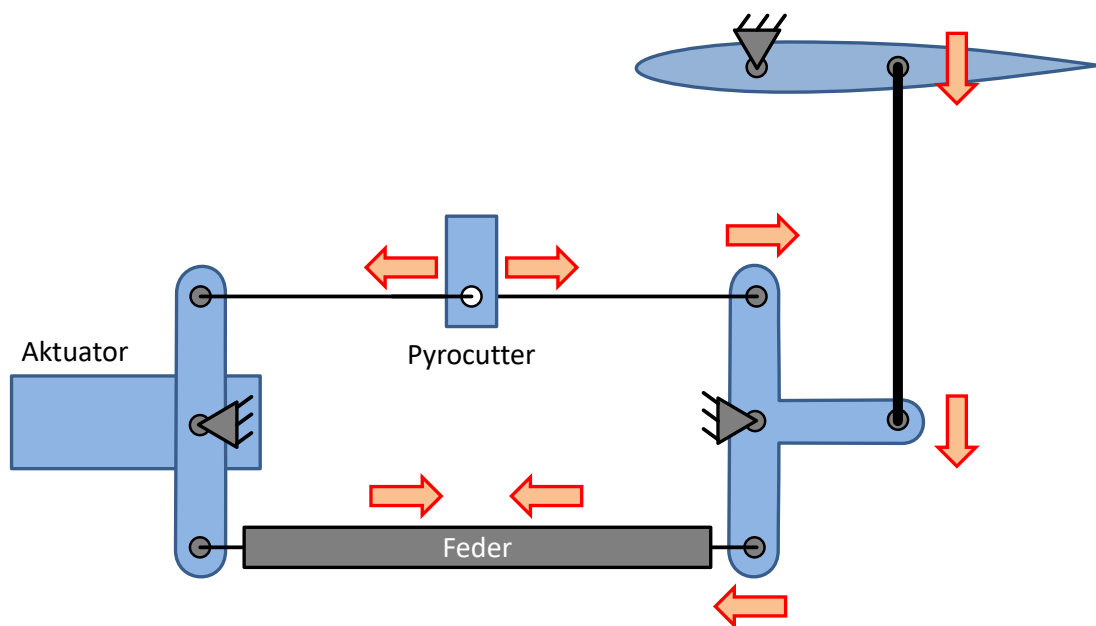


Abbildung 4.1.: Konzept der Mechanik zur Desintegration durch Überschreitung der maximalen Geschwindigkeit durch einen voll gedrückten Höhenleitwerksausschlag.

Im Falle der Terminierung ist der Leitwerksausschlag unabhängig von der Aktuatorposition. Die Feder muss darauf ausgelegt sein, dass sie im Falle der ungünstigsten Aktuatorstellung, in dem der Weg zwischen erstem und zweitem Federpunkt minimal ist, noch ein ausreichendes Scharniermoment erzeugt. Weiterhin muss die Feder im nichtterminierten Zustand eine ausreichend hohe Kraft erzeugen, sodass das gegenüberliegende Seil immer auf Spannung gezogen ist. Da für die Terminierung das maximale Scharniermoment angenommen wird und die Feder im nichtterminierten Zustand länger als im terminierten Zustand gezogen ist, wird diese Bedingung immer eingehalten. Der nötige Abstand zwischen den beiden Hebeln und die Charakteristika der Feder sind maßgeblich für die Eigenschaften des physikalischen Systems. Weiterhin muss sichergestellt sein, dass eine akzeptable Übersetzung erreicht wird. Folglich muss die Kinematik des Systems berechnet werden. Die komplexen geometrischen Beziehungen erlauben keine analytische Lösung. Daher werden im Folgenden die Grundlagen erläutert, mit denen ein in Python programmiertes Skript die kinematischen Beziehungen aufgrund von geometrischen Eingangswerten berechnet. Der Quelltext des Python Skripts ist in Anhang A aufgeführt. Das benutzte Koordinatensystem mit Größendefinitionen ist in Abbildung 4.2 gezeigt.

Die geometrischen Eingangswerte wurden durch die geometrischen Rahmenbedingungen des Rump-

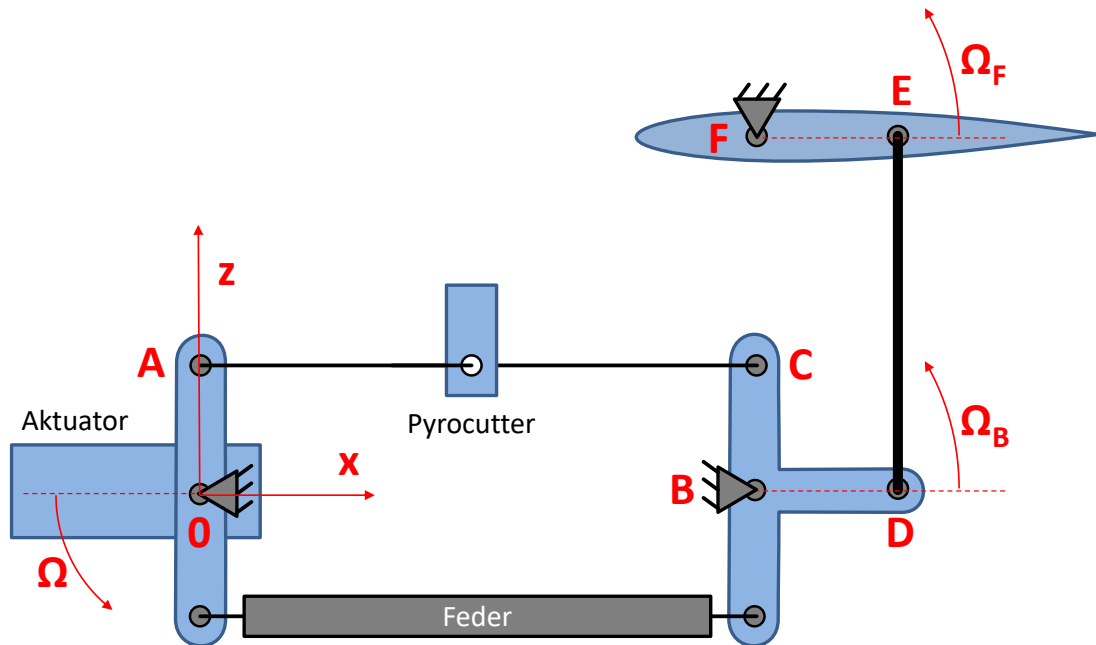


Abbildung 4.2.: Koordinatensystem für das Python-Tool der Mechanik zur Desintegration durch Überschreitung der maximalen Geschwindigkeit durch einen voll gedrückten Höhenleitwerksausschlag.

tes und Ausprobieren gefunden. Ziel dabei war eine möglichst hohe Übersetzung bei großen Ruderausschlägen und geringe Federkräfte zu erhalten. Eine große Seillänge hat die geringen Federkräfte begünstigt. Durch eine rein optische Bewertung wurde die Seillänge auf den größtmöglichen akzeptablen Wert von 500 mm gesetzt. Ob dieser Wert realistisch ist oder sogar noch weiter gesteigert werden kann, müsste im Anschluss an diese Arbeit durch Tests gezeigt werden. Während der zweite Hebel, an dem letztlich das Leitwerk angeschlossen wird, möglichst groß gewählt wurde, wurde der erste Hebel am Aktuator eher klein gewählt. Damit ergibt sich bei großen Aktuatorwinkeln nur noch eine geringe Positionsänderung des Leitwerks, wodurch eine hohe Übersetzung in den Randbereichen erreicht wird. Dieses Verhalten zeigt sich in Abbildung 4.7. Der Aktuator hat einen maximalen Ausschlag von $\pm 85^\circ$ [21]. Aufgrund einer vorgehaltenen Reserve wurde mit einem maximalen Ausschlag von $\pm 80^\circ$ gerechnet. Die Simulation berücksichtigt nicht, dass für den maximalen Ausschlag bei der Terminierung ein Endanschlag vorgesehen werden muss und simuliert hier somit einen Bereich, der in der Praxis nicht erreicht werden kann. Dies ist aufgrund der numerischen Natur der Rechnung nötig, um innerhalb der gefundenen Lösungen die Terminierungsposition abzuleiten. Es wurde vorgegeben, dass der maximale Ruderausschlag, dessen positiver Wert auch bei der Terminierung eingenommen werden soll, bei $\pm 15^\circ$ liegen soll und dabei ein maximales Scharniermoment von $\mp 20\text{ Nm}$ wirkt [4].

Die Simulationsparameter haben sich durch Ausprobieren ergeben. Dabei wurden mit einem Winkelinkrement von $0,01^\circ$ schnelle Ergebnisse bei akzeptabler Auflösung erreicht, während $0,0001^\circ$ saubere Darstellungen liefern. Da für die Berechnung der Übersetzung Differenzenquotienten gebildet werden müssen, bereitet der numerische Charakter hier Probleme. Um eine für die Vorauslegung effiziente Methodik zu nutzen, wurde der Differenzenquotient nicht mit direkten, sondern

dem zehnten Nachbar gebildet. So verschieben sich die in Abbildung 4.6 und 4.7 gezeigten Kurven um die Hälfte auf der Abszisse. Der zehnte Nachbar ist dabei willkürlich gewählt und bildet einen brauchbaren Kompromiss zwischen Kurvenglättung und dem gegenüber den 1,6 Millionen berechneten Positionen in der hohen Auflösung vernachlässigbaren Fehler.

Nach der Definition der Eingangswerte und Simulationseinstellungen werden die Variablen definiert. Es folgt die Berechnungsvorschrift. Bei dieser wird eine Aktuatorposition vorgegeben und anschließend die Position des zweiten Hebels sowie des Leitwerks in kleinen Schritten gesteigert, bis sich die korrekte Länge der Verbindungselemente ergibt. Dieser Prozess wird iterativ wiederholt, bis der gesamte Ausschlagsbereich des Aktuators abgebildet ist. Diese Berechnungsvorschrift arbeitet ausschließlich mit grundlegenden trigonometrischen Beziehungen.

Anschließend werden die zur Initialisierung erzeugten Werte der Datenreihen gelöscht. Darauf folgt die Berechnung der Übersetzung. Wie bereits erwähnt, wird hier nicht der direkt benachbarte Wert, sondern ein um zehn verschobener Wert genutzt und der entstehende Fehler akzeptiert. Die Übersetzung i wird mit

$$i_i = \left(\frac{d\Omega}{d\Omega_F} \right)_i \approx \frac{\Omega_i - \Omega_{i-offset}}{\Omega_{F_i} - \Omega_{F_{i-offset}}} . \quad (4.1)$$

berechnet. Dabei ist Ω der Winkel des Aktuators und Ω_F der Winkel des Höhenleitwerks. Nach der Ausgabe von Rahmenparametern folgt die Berechnung der Federkonstanten. Dazu wird zunächst aus den Datenreihen der Satz gefunden, der der Terminierungsposition des Höhenleitwerks entspricht. Anschließend wird die Übersetzung in diesem Punkt vom zweiten Hebel auf das Leitwerk $i_{Terminierung}$ berechnet. Mit den geometrischen Beziehungen wird die Federlänge im terminierten Zustand gefunden. Die Federkraft im terminierten Zustand $F_{Feder_{Terminierung}}$ berechnet sich zu

$$F_{Feder_{Terminierung}} = \frac{M_{Steuerfläche}}{i_{Terminierung} \cdot l_{BC}} \quad (4.2)$$

mit dem nötigen Scharniermoment $M_{Steuerfläche}$ und der Hebellänge von B nach C l_{BC} . Aus der benötigten Kraft und der Federdehnung ergibt sich, mit der Länge der Feder im unbelasteten Zustand l_{Feder_0} , der Länge der Feder im terminierten Zustand $F_{Feder_{Terminierung}}$ und einem Sicherheitsfaktor $S_{Federkonstante}$ um das benötigte Scharniermoment zu übertreffen, die Federkonstante c_{soll} zu

$$c_{soll} = \frac{F_{Feder_{Terminierung}}}{l_{Feder_{Terminierung}} - l_{Feder_0}} \cdot S_{Federkonstante} . \quad (4.3)$$

Nur wenn beide Hebel gleich lang wären, hätte die Feder eine konstante Länge während der Leitwerksbewegung. Da dem nicht so ist, ändert sich die Federlänge über den Ausschlag. Die Arbeit zur Dehnung der Feder muss als zusätzliches Moment am Aktuator aufgebracht werden. Diese berechnet sich von einem Schritt zum nächsten als die Federkraft im betrachteten Punkt multipliziert mit der Längenänderung gegenüber dem benachbarten Punkt geteilt durch das Winkelinkrement. Die Federkraft wird als Produkt aus der Längenänderung der Feder im betrachteten Punkt gegenüber dem unbelasteten Zustand und der Federkonstante berechnet. Die Längenänderung der Feder gegenüber dem benachbarten Punkt wird aufgrund des Charakters des Differenzenquotienten wieder mit dem zehnten Nachbarn durchgeführt. Folglich ergibt sich für das zusätzliche Moment des Aktuators M_{add}

$$M_{add_i} = (l_{Feder_i} - l_{Feder_0}) \cdot c_{soll} \cdot \left(\frac{l_{Feder_i} - l_{Feder_{i-offset}}}{offset} \right) \cdot \frac{1}{d\Omega} . \quad (4.4)$$

Abschließend werden die maximalen Scharniermomente ausgerechnet, die Winkel zum besseren Ablesen in Grad übersetzt, die Ergebnisse gespeichert sowie die grafischen Darstellungen erzeugt. Abbildung 4.3 zeigt die in Abbildung 4.2 definierten Punkte in ihrer Bewegung über den gesamten Wertebereich. Dabei wird deutlich, dass, während die mit A gekennzeichnete Spitze des Hebels am Aktuator um fast 180° gedreht wird, die Bewegung am zweiten Hebel mit den Punkten C und D kleiner ist und am Leitwerk im Punkt E nochmals reduziert wird. Dieses auf die hohe Übersetzung hindeutende Verhalten wird in Abbildung 4.4 zusätzlich in der Eigenschaft beschrieben, dass die Übersetzung im Randbereich ansteigt. Das wird durch die abgeflachten Kurven von Ω_B und Ω_F über Ω deutlich. Das lineare Verhalten von Ω_F über Ω_B zeigt, dass diese Verbindung keinen signifikanten Anstieg der Übersetzung im Randbereich leistet.

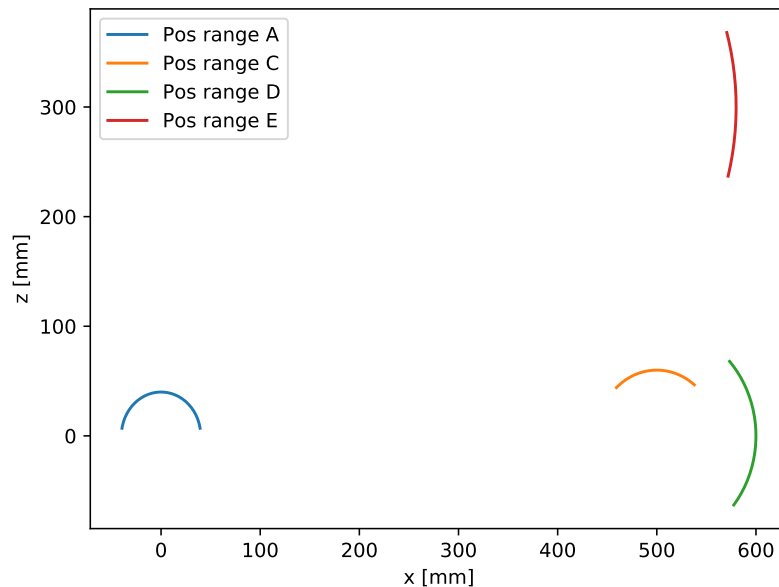


Abbildung 4.3.: Position der Punkte A, C, D und E über den vollen Aktuatorverfahrweg der Mechanik zur Desintegration durch Überschreitung der maximalen Geschwindigkeit durch einen voll gedrückten Höhenleitwerksausschlag gemäß des Python Tools in Anhang A.1.

Abbildung 4.5 zeigt die über den Aktuatorwinkel veränderliche Federlänge. Das asymmetrische Verhalten, welches insbesondere an den maximalen Werten im Randbereich sichtbar wird, ergibt sich aus der Tatsache, dass die Feder bei negativen Aktuatorwinkeln am außen befindlichen oder zu negativen z -Werten verschobenen Hebelende liegt, während dies bei positiven Aktuatorwinkeln genau umgekehrt ist. Das symmetrische Verhalten wäre nur dann gegeben, wenn die Feder durch Zauberhand die Seite wechseln würde, sobald auch der Vorzeichenwechsel des Aktuatorwinkels erfolgt. Dieses asymmetrische Verhalten zeigt sich auch in den folgenden Abbildungen. Das durch die Längenänderung der Feder zusätzlich erzeugte Moment ist in Abbildung 4.6 dargestellt. Gegenüber dem Dauermoment des Aktuators von $2,7 \text{ Nm}$ [21] zeigt sich hier ein signifikanter Verlust. Gleichzeitig wird aus Abbildung 4.7 deutlich, dass die Randbereiche mit einer sehr hohen Übersetzung versehen sind. Es ergeben sich die in Abbildung 4.8 aufgeführten maximalen Scharniermomente.

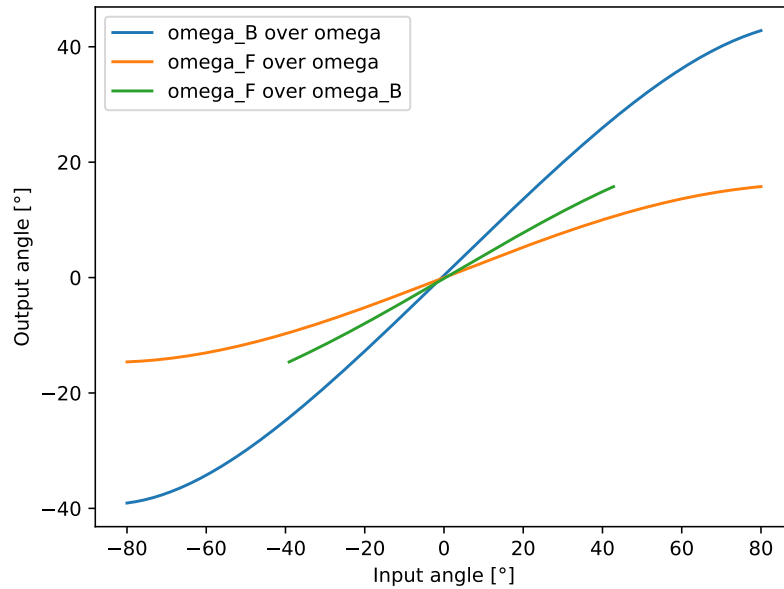


Abbildung 4.4.: Winkelverhalten über den vollen Aktuatorverfahrweg der Mechanik zur Desintegration durch Überschreitung der maximalen Geschwindigkeit durch einen voll gedrückten Höhenleitwerksausschlag gemäß des Python Tools in Anhang A.1.

Nach erster Absprache mit den Flugdynamikern im Projekt HAP erscheint das ausreichend. Eine detailliertere Analyse kann aufgrund der noch nicht verfügbaren Daten aus der Flugdynamik nicht erfolgen.

Um die Plausibilität der numerischen Rechnung zu überprüfen, wird der analytisch lösbare Nullaus-schlag des Aktuators genauer betrachtet. Hier lässt sich die Übersetzung i_0 als Differential von Ω nach Ω_F als einfaches Verhältnisprodukt verschiedener Längen l als

$$i_0 = \left(\frac{d\Omega}{d\Omega_F} \right)_0 = \frac{l_{FE}}{l_{BD}} \cdot \frac{l_{BC}}{l_{0A}} \quad (4.5)$$

abbilden. Mit den in Anhang A gezeigten Werten ergibt sich eine Übersetzung von 3,75 sowohl auf analytischem als auch numerischem Wege.

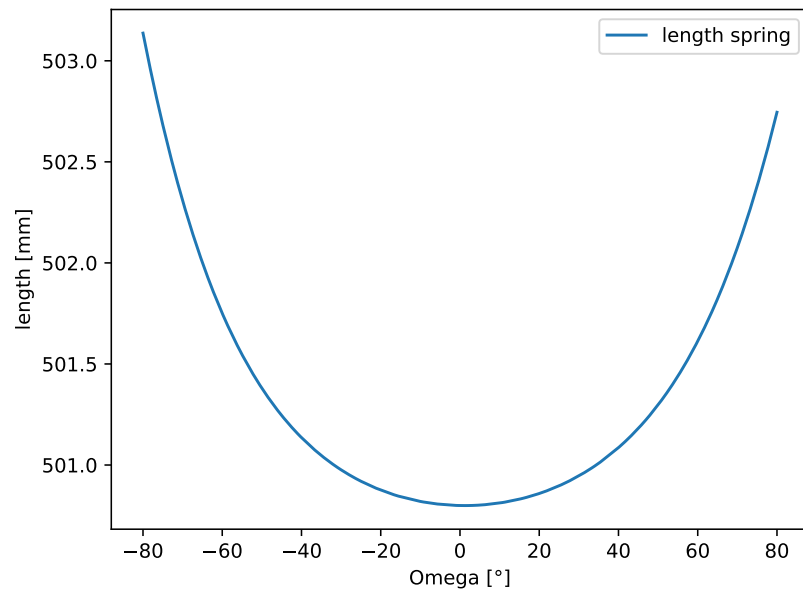


Abbildung 4.5.: Federlänge über den vollen Aktuatorverfahrweg der Mechanik zur Desintegration durch Überschreitung der maximalen Geschwindigkeit durch einen voll gedrückten Höhenleitwerksausschlag gemäß des Python Tools in Anhang A.1.

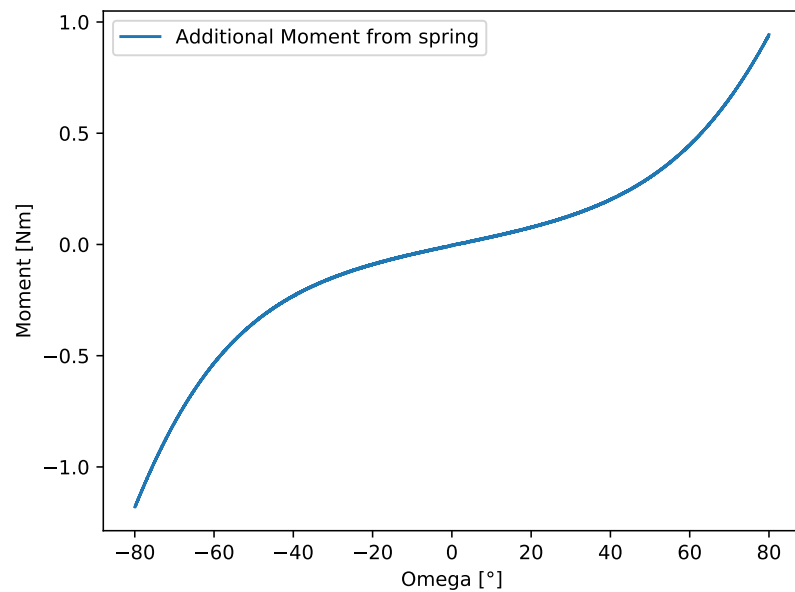


Abbildung 4.6.: Durch Federdehnung zusätzlich wirkendes Moment auf Aktuator über den vollen Aktuatorverfahrweg der Mechanik zur Desintegration durch Überschreitung der maximalen Geschwindigkeit durch einen voll gedrückten Höhenleitwerksausschlag gemäß des Python Tools in Anhang A.1.

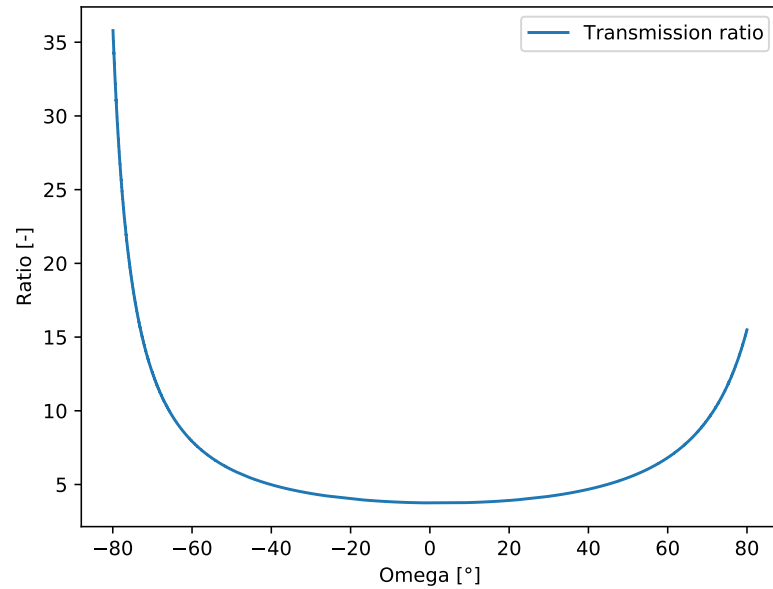


Abbildung 4.7.: Übersetzungsverhältnis zwischen Aktuator und Höhenleitwerk über den vollen Aktuatorverfahrweg der Mechanik zur Desintegration durch Überschreitung der maximalen Geschwindigkeit durch einen voll gedrückten Höhenleitwerksausschlag gemäß des Python Tools in Anhang A.1.

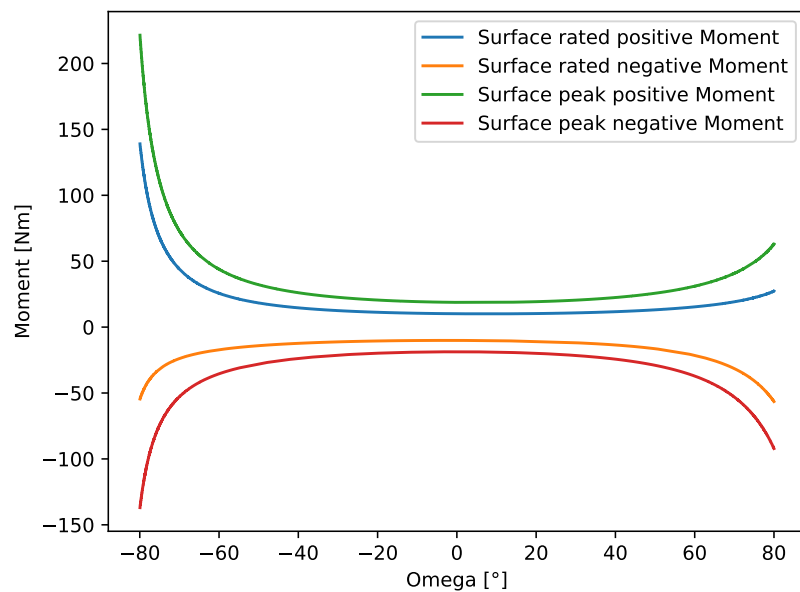


Abbildung 4.8.: Bereich der maximal ausübaren Scharniermomente bei Einsatz eines Volz DA-26 über den vollen Aktuatorverfahrweg der Mechanik zur Desintegration durch Überschreitung der maximalen Geschwindigkeit durch einen voll gedrückten Höhenleitwerksausschlag gemäß des Python Tools in Anhang A.1.

Auf Basis der numerischen Modellierung können nun die zu erwartenden Massen für diese Variante des physikalischen Teils des Terminierungssystems abgeschätzt werden. Dabei werden nur die Komponenten betrachtet, deren Existenz alleine durch das Terminierungssystem begründet ist. Für die Feder sowie die Pyrocutter sind mögliche Lösungen in Anhang B aufgeführt. Die Masse für eine Feder und zwei Pyroaktuatoren liegt bei 200 g. Es wird angenommen, dass die ohnehin vorhandene Mechanik und die Struktur 100 g schwerer werden, da diese die zusätzlichen Kräfte der Feder übertragen müssen. Weiterhin muss ein Schwerpunktausgleich um die Querachse stattfinden. Dazu wurde mithilfe des Dreisatzes eine Massenvergrößerung des Rumpfrohrs für eine Verschiebung der Nutzlast in der Nase des Flugzeugs von 100 g bestimmt. Es ergibt sich eine Gesamtmasse inkl. Zusatzmassen durch Beeinflussung anderer Systeme von 400 g.

Es sei anzumerken, dass ein Versagen der Feder zum Ausfall der Terminierung führen würde, wobei das Vehikel dann zumindest auch nicht mehr steuerbar wäre, womit ein kontrollierter Geraudeauflug ausgeschlossen ist. Um den Eintritt des Federversagens zu vermeiden, müsste hier eine entsprechende Qualitätskontrolle durchgeführt werden.

Die Pyrocutter haben laut Datenblatt nur einen Strom von $< 0,4 \text{ A}$ bei dem sicher keine Zündung auftritt. Dies verstößt gegen den RCC-319, welcher unter 3.21.2.1 einen Gleichstrom von mindestens 1 A ohne Auslösen fordert. Vermutlich geht der RCC-319 von einer nachgeschalteten Sprengladung aus, wodurch das versehentliche Auslösen eines Zünders zu einer hohen Gefahr für Personal führen würde. Da das Auslösen eines Pyrocutters selbst in der Hand weitestgehend gefahrlos ist, wird hier angenommen, dass der ausgesuchte Pyrocutter durch ein entsprechendes *Tailoring*, wie in Sektion 2.3 erläutert, akzeptiert würde.

Eine detailliertere Vorauslegung wird im Rahmen dieser Arbeit nicht durchgeführt. Bei der weiteren Ausarbeitung dieser Variante müsste die Befestigung der Pyrocutter näher betrachtet werden. Diese dürfen nicht am Seil reiben um ein Reißen nach vielen Zyklen zu vermeiden. Möglich wäre eine direkte Verbindung zum durchtrennenden Seil, wobei hier getestet werden müsste, ob die dann frei aufgehängten Massen zu unerwünschten Schwingungen führen. Eine reibungsfreie und seilunabhängige Anbringung würde, aufgrund der Positionsänderung des Seil über einen Steuer ausschlag, eine zusätzliche Mechanik erfordern.

4.1.2. Vorauslegung Abtrennen Leitwerkssektion

Diese Untersektion erarbeitet die Vorauslegung für die Terminierungsvariante des Abtrennens der Leitwerkssektion durch eine mechanische Trennung. In dieser Variante wird das Rumpfrohr hinter der Tragfläche durch einen Mechanismus getrennt. Die zwei verbleibenden Einzelteile sind einzeln nicht flugfähig und fallen zu Boden.

Um eine möglichst integrierte Variante umzusetzen, soll eine ohnehin vorhandene Trennstelle im Rumpf zu Transportzwecken für diese Aufgabe genutzt werden. Deren Position ist noch nicht abschließend festgesetzt, soll sich aber kurz hinter der Tragfläche befinden. Zur Umsetzung einer trennbaren Mechanik eignet sich das Konzept eines Manacle-Rings [22]. Bei diesem Konzept werden

zwei weitestgehend rotationssymmetrische Flansche mit einem Verbindungsring umschlossen. Abweichungen von der Rotationssymmetrie werden zum Übertragen von Torsionsmomenten benötigt. Der umschließende Ring kann durch Aufdrücken eines Spannverschlusses geöffnet werden, wodurch die Flansche auseinanderfallen. Dieser Vorgang ist schematisch in Abbildung 4.9 gezeigt. Ausgelöst werden soll die Trennung durch, aus Gründen der Redundanz, zwei Pyroaktuatoren, die für gewöhnlich im Automobilsektor eingesetzt werden und sich durch ihre hohe Zuverlässigkeit sowie geringe Masse auszeichnen. Das Konzept des Spannverschlusses ist in Abbildung 4.10 dargestellt.

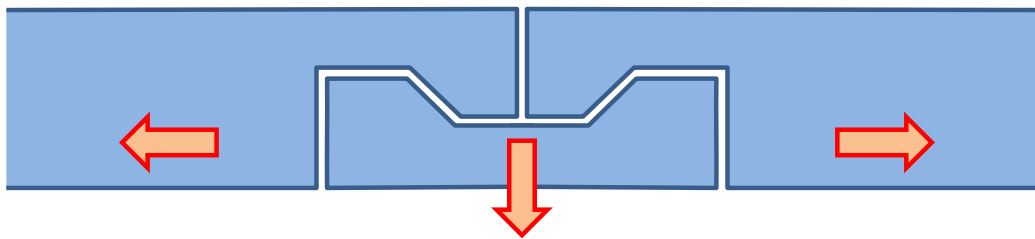


Abbildung 4.9.: Konzept der Öffnung eines Manacle-Rings.

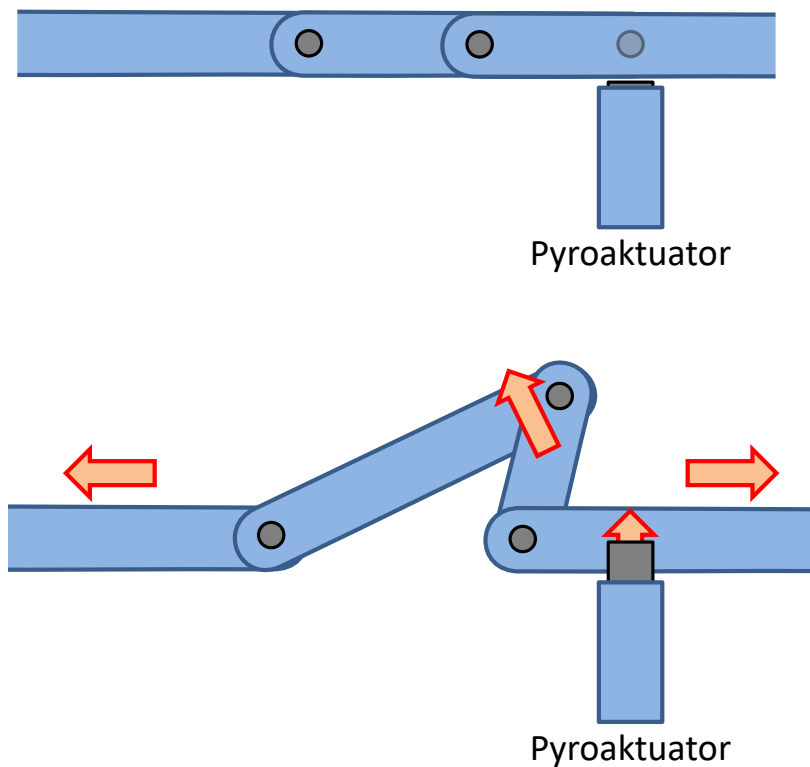


Abbildung 4.10.: Konzept des Aufdrückens eines Spannverschlusses durch einen Pyroaktuator.

Zur Abschätzung der Masse wurde ein CAD-Modell in CATIA V5 erstellt. Da die vollständige Festigkeits- und Steifigkeitsmodellierung mit den erwarteten Lasten den Umfang dieser Arbeit übersteigen

würde, wurden vereinfachte Annahmen getroffen. Das Rumpfrohr besteht aus kohlenstoffaserverstärktem Kunststoff mit einer Wandstärke von $0,8\text{ mm}$ bei einem Durchmesser von 200 mm , enthält keine internen Versteifungsstrukturen und ist aufgrund der Steifigkeitseigenschaften bemessen [4]. Der Verschluss soll zwecks Fertigungsaspekten aus Metall bestehen und in das Rohr geklebt werden. Aufgrund der zu erwartenden geringen Wandstärken erscheint Aluminium als günstiges Material, da dieses mit eher geringem E-Modul verhältnismäßig stark ausgeführt werden muss und so leichter zu fertigen ist. Durch die geringe Dichte ist so trotzdem eine sehr leichte Lösung zu erwarten. Durch den Einsatz von Metall können leicht Versteifungsstrukturen eingearbeitet werden. Es wird angenommen, dass die minimalen Wandstärken durch die Fertigung vorgegeben wird und bei 1 mm liegt. Diese Wandstärke wurde in der gesamten Konstruktion genutzt. Das erarbeitete Modell ist in Abbildung 4.11 gezeigt. Durch die Hinterschneidungen muss zur Fertigung mindestens eine Fünffachsefräse genutzt werden.

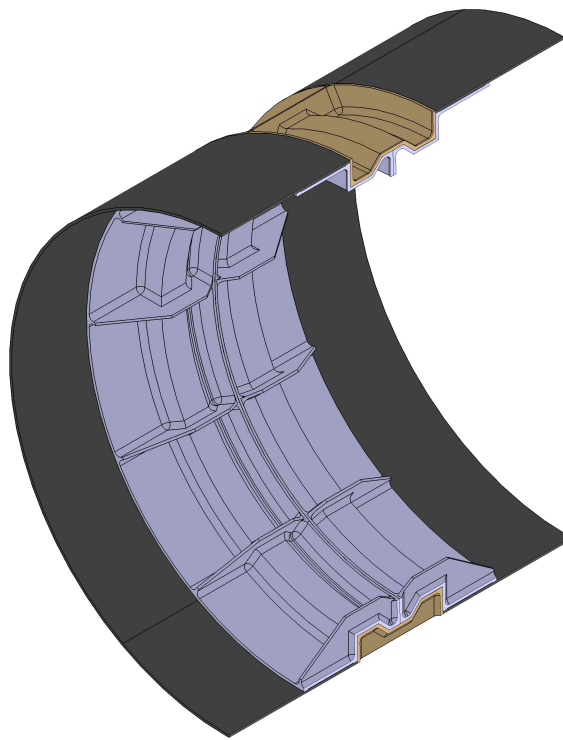


Abbildung 4.11.: In CAD konstruiertes Konzept des Manacle-Ring-Verschlusses.

Mit dem gezeigten Modell ergibt sich eine Masse von 375 g . Da hier noch keine Aktuatoraufhängung vorgesehen ist, die Vermeidung von Verdrehung durch Torsion nicht ausgeführt wurde, die Manacle Scharniere und Spannelemente nicht berücksichtigt wurden sowie die Spannverschlüsse noch nicht modelliert wurden, sollen zusätzliche 175 g angenommen werden. Weitere 50 g müssen für zwei Pyroaktuatoren angenommen werden, die in Anhang B gezeigt sind. Auch ohne Terminierungssystem müsste an dieser Stelle ein Trennelement für Transportzwecke vorgesehen werden. Unter der Annahme, dass gegenüber der Basismasse von 375 g durch den Einsatz von eingeschobenen Faserverbundstrukturen mit Unterstützungselementen etwa die halbe Masse gespart werden könnte, werden für die Auswertung 200 g abgezogen. Diese Variante der Terminierung sitzt nahe

am Schwerpunkt und braucht somit keine Zusatzmasse durch Schwerpunktausgleich. Es ergibt sich eine zu berücksichtigende Gesamtmasse von 400 g.

Wie bereits erwähnt ist zu erwarten, dass diese Variante durch ihre Steifigkeitseigenschaften gestaltet wird. Zur Untersuchung der Verformungscharakteristik wurde innerhalb CATIA eine vereinfachte FEM-Analyse durchgeführt. Dazu wurde auf der die kraftübertragenden schrägen Fläche eine Drucklast von exemplarisch 5 MPa angenommen. Dieser Wert ergab sich durch Ausprobieren unter Berücksichtigung der maximal auftretenden Spannungen. Diese sollten bei Einsatz von Aluminium 200 MPa nicht signifikant überschreiten. Die Drucklast entspricht mit dieser Geometrie einer axialen Zuglast von 14.5 kN. In der weiteren Auslegung ist zu überprüfen, ob dies eine konservative Annahme ist.

Diese rein qualitative Analyse zeigt die komplexe Problematik in diesem Entwurf. Für die Simulation des Flansches, welche in Abbildung 4.12 dargestellt ist, wurde als feste Bezugsfläche die Klebefläche gewählt. Hier ergeben sich keine größeren Spannungsspitzen. Es wird jedoch deutlich, dass die Kraftübertragungsfläche einer komplexen Verformung unterliegt. Die Untersuchung des Rings, gezeigt in Abbildung 4.13, eröffnet bereits bei der Definition der Randbedingungen Probleme. Hier kann eigentlich keine Fläche als statische Referenz gewählt werden, da der gesamte Ring einer komplexen Verformung unterliegt. Für die vereinfachte Analyse wurde eine Stirnfläche gewählt. Die eigentlich symmetrische Belastung resultiert dann aber je nach Seite in unterschiedlichen Spannungskonzentrationspunkten und Verformungen. In der Realität ist zu erwarten, dass die zwischen Flansch und Ring auftretenden Wechselwirkungen die Komplexität weiter erhöhen. Auch muss berücksichtigt werden, dass der Ring gespannt werden muss um spielfrei zu sein und dann von der Fertigungsgenauigkeit abhängige Zusatzlasten auftreten. Es würden also zwingend umfangreiche Entwicklungstests nötig, um diese Variante in ihren Eigenschaften zu charakterisieren und eine entsprechende Zuverlässigkeit der Auslösung sicherzustellen.

Abschließend sei hier anzumerken, dass der hier angedachte Manacle-Ring einen z.B. gegenüber des Manacle-Rings im Bergungssystem der Moraba [22] sehr kleinen Durchmesser hat. Wie sich diese Eigenschaft auf die Anforderungen an die Konstruktion auswirkt, ist unbekannt.

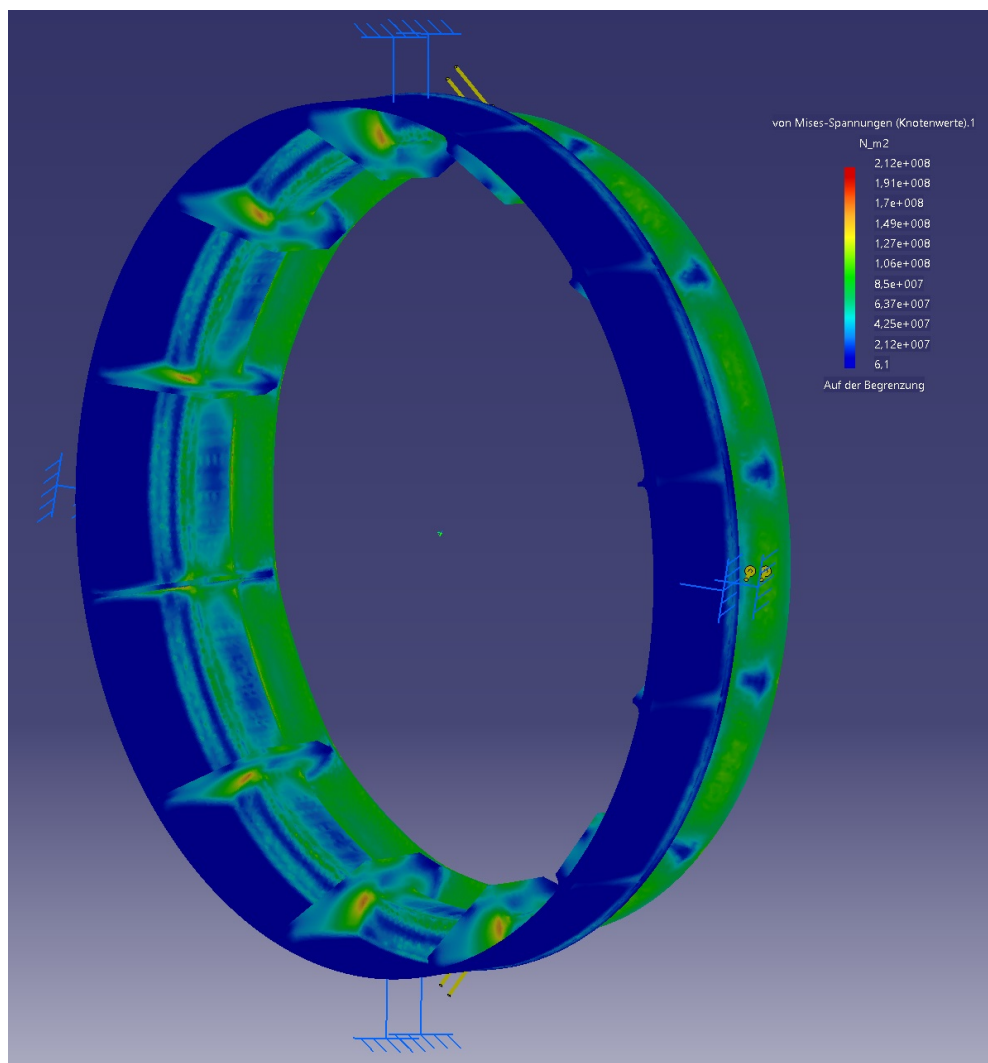


Abbildung 4.12.: Mit FEM berechnete Verteilung der Lasten des Flansches des Manacle-Ring-Verschlusses.

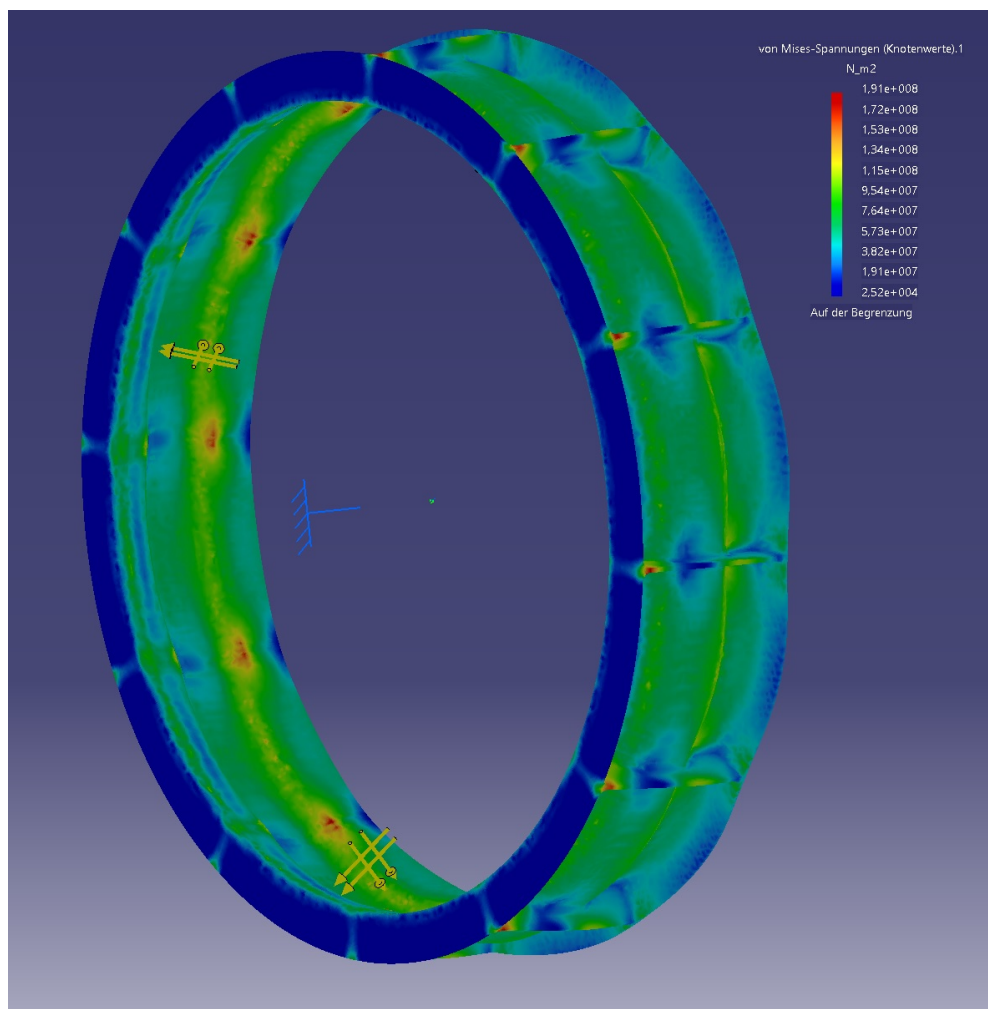


Abbildung 4.13.: Mit FEM berechnete Verteilung der Lasten des Rings des Manacle-Ring-Verschlusses.

4.1.3. Auswahl der physikalischen Architektur

Nachdem die beiden näher zu betrachtenden physikalischen Varianten konzeptionell vorausgelegt wurden, gilt es einen Favoriten zu wählen. Die Masse hat dabei keinen Einfluss, da beide auf 400 g geschätzt wurden. Die Lage der Variante der Leitwerksabtrennung nahe am Schwerpunkt ist jedoch geringfügig robuster in der Auslegung des Gesamtflugzeugs, da eine im Laufe der Entwicklung auftretende Massenänderung hier keinen benötigten Schwerpunktausgleich zur Folge hätte. Außerdem muss berücksichtigt werden, dass beide Varianten auf dasselbe elektronische System zurückgreifen und auch dieses eine Masse hat. Dementsprechend bräuchte die Variante der Desintegration durch Leitwerksausschlags entweder einen zusätzlichen Schwerpunktausgleich oder längere Zuleitungskabel.

Beide Varianten haben Abhängigkeiten zur Leitwerksauslegung. Die Variante der Desintegration durch Leitwerksausschlag ist von den Ausschlagwinkeln und den Scharniermomenten des Höhenleitwerks abhängig. Die Leitwerksabtrennung ist von den Kräften am Leitwerk und benötigten Steifigkeiten abhängig. Beide Varianten unterliegen gewissen Risiken in der Entwicklung. Die Variante der Leitwerksabtrennung unterliegt komplexen elastischen Wechselwirkungen bei einer filigranen Mechanik die nicht verklemmen darf, während bei der Terminierung durch Leitwerksausschlag die Integration der Pyrocutter zu Schwingungen führen könnte. Bei der Variante der Leitwerksabtrennung wird es als geringfügig einfacher angesehen, die nötige Zuverlässigkeit zu erreichen. Der Leitwerksausschlag würde bei Versagen der Feder nicht mehr funktionieren, wobei die Folge wahrscheinlich eine Desintegration des Vehikels wäre. Versagt der Manacle Ring mechanisch, wäre dies sozusagen eine Einleitung der Terminierung.

Das genaue Verhalten der Variante Leitwerksabtrennung ist etwas besser abbildbar als die Variante des Leitwerksausschlags. Das Verhalten der beiden verbleibenden Komponenten kann hier analytisch und in Modellversuchen abgebildet werden, während bei einem Leitwerksausschlag nur analytische Rechnungen durchgeführt werden können die auch das aeroelastische Verhalten abbilden müssen.

In Summe erscheint die Variante der Leitwerksabtrennung als geringfügig besser und soll zunächst weiter verfolgt werden. Ein Umschwenken auf den Leitwerksausschlag kann als Backup beibehalten werden. Eine Zusammenfassung dieser Argumentation findet sich in Tabelle 4.1.

Tabelle 4.1.: Zusammenfassung der Eigenschaften beider betrachteter physikalischer Varianten der Terminierung.

	Desintegration durch voll gedrückten Höhenleitwerksausschlag	Abtrennen Leitwerkssektion durch mechanische Trennung
Masse	400 g + Schwerpunktausgleich Elektronik oder zusätzliche Kabel	400 g
Einfluss auf Gesamtsystem bei Massenabweichung	mäßig	gering
Abhängigkeit von anderen Systemen	stark	stark
Risiko in der Entwicklung	mäßig	mäßig
Nachweis der Zuverlässigkeit	mäßig	mäßig
Abbildung des Verhaltens nach Terminierung	mäßig	einfach
Auswahl	Backup	Favorit

4.2. Elektronische Architektur

In dieser Sektion wird eine elektronische Architektur aufgrund des in Sektion 3.3 erarbeiteten Konzepts erstellt. Zunächst wird eine Basisarchitektur erstellt, die in der folgenden Untersektion für vollständige RCC-319 Konformität um eine Messkomponente erweitert wird. Nach einer Analyse der beiden Varianten wird eine für die weitere Betrachtung ausgewählt.

4.2.1. Basisarchitektur

In Sektion 3.3 wurde der Einsatz eines kommerziellen Systems der Firma Testem für das elektronische System der Terminierung festgehalten. Dieses besteht aus Einzelkomponenten die in dieser

Sektion zu einer Basisarchitektur zusammengesetzt werden.

Der RCC-319 schreibt ein redundantes System vor. Dies erscheint aufgrund der langen Flugzeiten von HAP und der als verhältnismäßig eher gering anzunehmenden Vehikelzuverlässigkeit aufgrund des Charakters eines nicht zertifizierten Prototypen auch sinnvoll. Neben dem klassischen Versagen einer Komponente in der Kette, die im elektronischen System von der Stromversorgung der Bodenstation bis zum Pyroaktuator im Manacle-Ring reicht, könnte auch eine ungünstige Fluglage zu einer Abschattung des Signalempfangs führen, deren Einflüsse vorher nicht bis ins letzte Detail untersucht werden könnten. So sollen im Flugzeug zwei Terminierungsempfänger des Typs TFTR-3945 mit je einer eigenen UHF Empfangsantenne des Typs TBo405 eingesetzt werden. Bei Aktivierung löst jeder Empfänger mindestens einen Pyroaktuator aus. Bodenseitig soll eine intern redundant aufgebaute FTS GSCU-2HU eingesetzt werden, die über zwei UHF Antennen des Typs THo405R10 mit je einem vorgeschalteten Leistungsverstärker sendet. Der Verstärker ist in verschiedenen Leistungsausführungen verfügbar. Die benötigte Leistung muss im Laufe des Projekts noch bestimmt werden. Dabei stehen die Richtcharakteristik der Bodenantenne und der Bereich in dem geflogen werden soll in Abhängigkeit. Wenn größere Entfernungen nur in einem schmalen Winkelbereich von der Bodenstation gesehen erreicht werden sollen, wie dies auf ESRANGE aufgrund des drachenförmigen Luftsperrgebiets mit der Basis im südlichen Ende der Fall wäre, ist weder eine Nachführung der Antenne noch eine Umschaltung zu weiteren Antennen bei entsprechender Leistung des Verstärkers notwendig. Aufgrund der hohen verfügbaren Leistungen der Verstärker ist davon auszugehen, dass diese Variante genutzt werden kann. Die Architektur dieser Komponenten erfolgte in Abstimmung mit der Firma Testem [23]. Die Datenblätter der aufgeführten Komponenten finden sich in Anhang B.

Sowohl der bodenseitige als auch fliegende Teil des Terminierungssystems müssen zum Betrieb mit Strom versorgt werden. In der Bodenstation wird dafür das ohnehin für die weitere Bodenstation vorhandene 230V Netz genutzt. Für einen zuverlässigen Betrieb soll die Bodenstation mit einer unterbrechungsfreien Stromversorgung (USV) ausgestattet sein [4]. Da aber auch eine USV einen Fehler haben könnte, soll jeder der beiden Terminierungskanäle nochmals mit einer eigenen USV ausgestattet werden. Somit reduziert sich der Nachweisaufwand für die Kosten eines von verschiedensten Herstellern verfügbaren und günstigen Standardgerätes. Die Stromversorgung der intern redundant aufgebauten FTS GSCU-2HU muss dann ebenfalls unabhängig ausgeführt sein. Da die Dimensionierung der USV maßgeblich von der Leistung des Verstärkers als dominantem Verbraucher abhängt, konnte hier noch kein Modell ausgewählt werden.

Flugzeugseitig sind zur Stromversorgung drei verschiedene Anschlüsse an Subsysteme möglich. Dies ist erstens der *Main Power Bus* an dem auch die Motoren angeschlossen sind. Bei Fehlfunktionen der Antriebe könnte dieser allerdings ausfallen, wobei das Flugzeug dann grundsätzlich noch flugfähig wäre [4]. Zweitens steht ein *Secondary Power Bus* zur Verfügung, der alle anderen Geräte außerhalb des Antriebs versorgt. Hier ist allerdings nur die Nutzlast und die *Power Distribution Unit* direkt angeschlossen. Die *Power Distribution Unit*, welche den Strom nach einer Spannungsregelung für alle anderen Geräte zur Verfügung stellt, ist die dritte Möglichkeit für die Versorgung des Terminierungssystems. Der Anschluss soll an dem *Secondary Power Bus* erfolgen, da nur bei diesem sicher festgehalten werden kann, dass bei Ausfall der Stromversorgung für das Terminierungssystem ohnehin das Vehikel verloren ist. Das Terminierungssystem benötigt dann eine eigene Spannungswandlung von den 60 V des *Secondary Power Busses* auf die interne Versorgungs-

spannung. HAP wird zwei Antriebsstränge haben, von denen jeder einen eigenen Batteriesatz mit ebenfalls eigenen *Power Bussen* hat. Für jeden Terminierungsstrang soll ein *Secondary Power Bus* genutzt werden. Für den Fall, dass beide ausfallen, soll noch eine Notstromquelle pro Strang z.B. in Form einer Batterie vorgesehen werden. Diese soll bei komplettem Verlust der Stromversorgung ohne Einsatz der Terminierungsempfänger direkt die Terminierung auslösen. Da dieser Fall allerdings auch auftreten würde, wenn das Flugzeug nach erfolgreichem Flug am Boden abgeschaltet wird, muss eine von außen zugängliche Funktion vorgesehen werden, die das Terminierungssystem deaktiviert. Die Funktion der automatischen Notterminierung bei komplettem Stromverlust im Flugzeug soll aus Gründen der Nachweisbarkeit der Zuverlässigkeit aus einfachsten und hochzuverlässigen Komponenten ohne Software aufgebaut sein. Die Firma Testem bietet solche Systeme als Sonderanfertigung an [23]. Dieses soll auch bei HAP eingesetzt werden.

Für eine zusätzliche Sicherheit soll jeder Terminierungsempfänger beide Pyroaktuatoren schalten. Dies lässt sich durch eine einfache Dioden- und Widerstandsschaltung realisieren und soll bei akzeptablem Angebot ebenfalls direkt von der Firma Testem als ein den Terminierungsempfängern nachgeschaltetes *Termination Control Board* geliefert werden. Weiterhin soll der auf dem Terminierungsempfänger vorhandene RS-422 Bus zum Senden von Statusinformationen genutzt werden. Dieser soll über ein Konvertierungsboard von beiden Terminierungsempfängern auf CAN gewandelt werden. Über den im Flugzeug vorhandenen CAN-Bus werden diese Informationen dann zur Bodenstation gesendet. Auch dieses Board soll von Testem als Sonderanfertigung zur Verfügung gestellt werden. So lässt sich zum Überprüfen des Terminierungssystems z.B. ein Testsignal zum Flugzeug senden, wodurch sich die korrekte Funktion des Systems bis zum Terminierungsempfänger überprüfen lässt. Die Funktionalität der Ausgangsschaltung der Terminierungsempfänger, der Pyroaktuatoren und der Notstromversorgung kann damit nicht validiert werden. Es wäre ein entsprechendes *Tailoring* nötig. Da diese Komponenten allerdings sehr einfach aufgebaut und redundant ausgeführt sind, wird davon ausgegangen, dass eine ausreichende Sicherheit mit entsprechenden Qualifikationstests und einer Vorflugkontrolle zumindest bei kurzen Flügen hergestellt werden kann. Die folgende Sektion beschäftigt sich mit einer Variante, die die Anforderungen vollständig erfüllt. In Sektion 4.2.3 werden beide Varianten gegenübergestellt und weiter analysiert.

Das System muss den im Flug auftretenden Umgebungsbedingungen widerstehen. Diese sind insbesondere bzgl. der Temperatur aufgrund der komplexen Wechselwirkungen innerhalb des Flugzeugs noch nicht bekannt. Da alle hier einzusetzenden Komponenten allerdings einen weiten Temperaturbereich ertragen, wird angenommen, dass das Terminierungssystem nicht das alleinige kritische System im Flugzeug ist. Daher kann erwartet werden, dass die Auslegung des Flugzeugs eine entsprechend ertragbare Umgebung herstellt. Es muss aber davon ausgegangen werden, dass die Temperaturen nachts sehr gering werden. Von daher ist vorzusehen, dass die Komponenten des Terminierungssystems mit eigenen elektrischen Heizelementen geheizt werden, falls trotz ohnehin vorhandener Abwärme die spezifizierten Temperaturen von einer oder mehreren Komponenten unterschritten werden. Hier soll zwecks Zuverlässigkeit mit einfachsten Zweipunktreglern gearbeitet werden, die für jede der redundanten Komponenten unabhängig arbeiten. Dies gilt auch für die Pyroaktuatoren. Alle Komponenten sollen innerhalb ihrer Spezifikationen betrieben werden, um zusätzlichen Qualifizierungsaufwand zu vermeiden und das Risiko einer Fehlentwicklung zu minimieren. Um das komplette elektronische System aus einer Hand zu erhalten, soll auch diese Systemkomponente von Testem bereitgestellt werden.

Die Masse eines Terminierungsempfängers beträgt laut Datenblatt etwa 100 g. Die zugehörige Antenne wiegt mit einer Reserve für das benötigte Kabel ebenfalls 100 g. Diese Komponenten werden jeweils zwei mal benötigt. Für die intern redundant aufgebaute Stromversorgungsplatine wird inklusive der Notstromversorgung und Notterminierungsfunktion eine Masse von 150 g angenommen. Je 50 g werden für die tragende Struktur aller Komponenten, des Wandlerboards für die RS-422 Kommunikation, für die Heizung und für die Zuleitungskabel der Stromversorgung angenommen. Es ergibt sich eine Gesamtmasse von 800 g.

Die hier dargestellte Architektur wird durch die Abbildungen 4.14 und 4.15 veranschaulicht.

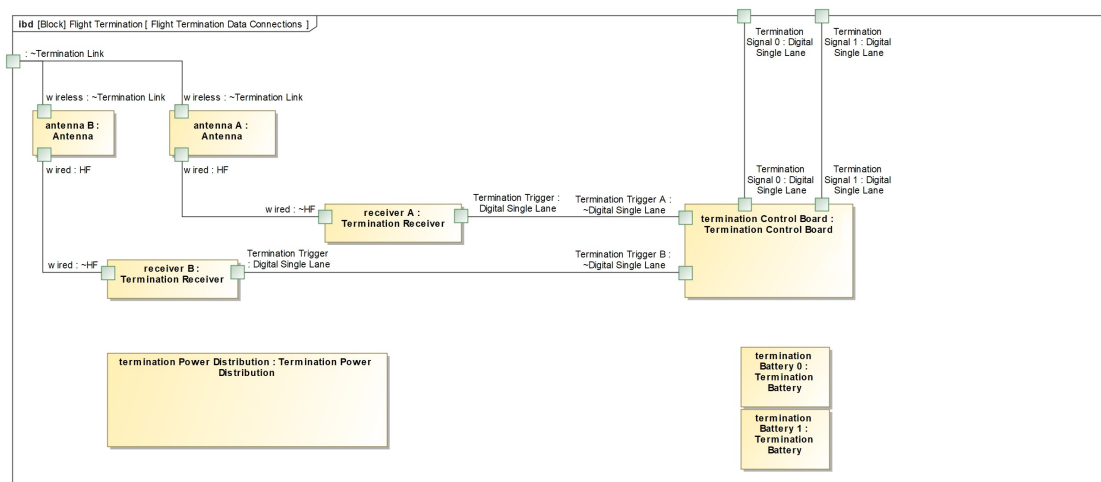


Abbildung 4.14.: Datenverbindungen innerhalb der Basisvariante des elektronischen Systems des Terminierungssystems. Diese Abbildung wurde aufgrund der innerhalb dieser Arbeit getroffenen Entscheidungen im Projekt HAP erstellt.

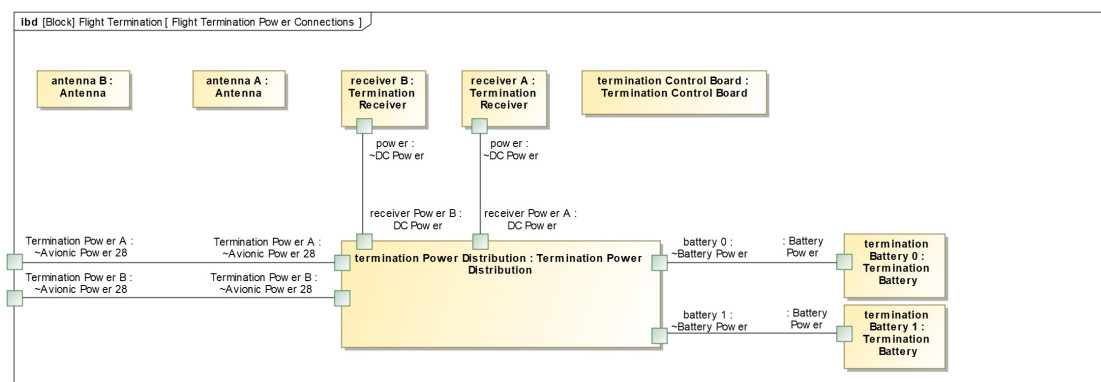


Abbildung 4.15.: Stromverbindungen innerhalb der Basisvariante des elektronischen Systems des Terminierungssystems. Diese Abbildung wurde aufgrund der innerhalb dieser Arbeit getroffenen Entscheidungen im Projekt HAP erstellt.

4.2.2. Erweiterung auf ein vermessbares System

In der vorherigen Sektion wurde eine Basisarchitektur aufgestellt, die aufgrund der fehlenden Vermessbarkeit der Ausgangsschaltung der Terminierungsempfänger, der Notstromquelle und der Pyroaktuatoren nicht vollständig RCC-319 konform ist. In dieser Sektion wird eine Erweiterung des Systems vorgestellt, mit der auch diese Anforderung erfüllt würde.

Oberstes Ziel der Architektur soll sein, durch die zusätzliche Messelektronik keine kritischen Fehlerfälle zu generieren, die nur durch aufwändige Qualifikation für den Flug akzeptiert werden. Bei dem Vermessen der Ausgangsschaltung der Terminierungsempfänger muss die Zündleitung zu den Pyroaktuatoren aufgetrennt werden, um einen Empfänger ohne Auslösen eines Pyroaktuators schalten zu können. Ein unbemerktes Auftrennen der Zündleitung würde die Terminierung außer Funktion setzen. Um dies zu verhindern, soll das in Abbildung 4.16 gezeigte Schaltprinzip verwendet werden. Hier kann jede Zündleitung von einem Trenn-Relais geöffnet werden. Das Relais muss so ausgeführt sein, dass es im aktivierten Zustand die Leitung trennt. Vor dem Eingang kann nun eine Spannungsmessung erfolgen, die bei einem testweisen Auslösen eines Empfängers die korrekte Funktionalität sicherstellt. Die Versorgungsleitung für die Trenn-Relais, wird von einem vorgeschalteten Auswahl-Relais wahlweise physikalisch auf genau einen Kanal geschaltet. Mindestens dieses Relais sollte hochzuverlässig sein, damit kein mechanischer Defekt zu zwei aktiven Ausgängen führen kann. Vor das Auswahl-Relais wird ein Aktivierungs-Relais geschaltet, damit die Messung einen deaktivierten Zustand kennt. Die beiden zuletzt genannten Relais werden durch einen Microcontroller betätigt. Dieser ist durch die Relaisschaltung nicht als kritisch anzusehen, da dieser niemals beide Zündkanäle gleichzeitig auftrennen kann. Die Steuerung des Microcontrollers erfolgt über den C2-Link und den CAN-Bus.

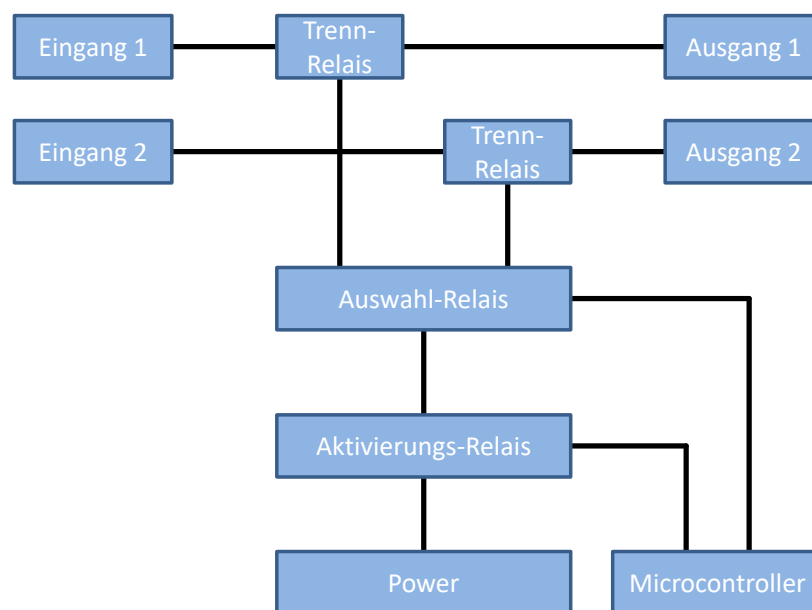


Abbildung 4.16.: Konzept für das Vermessen des elektronischen Systems im Flug.

Zur Überprüfung der Pyroaktuatoren müssen deren Zünder vermessen werden. Würde dieser Strom

unbemerkt zu hoch sein, könnte der Pyroaktuator ohne auszulösen beschädigt werden und seine Funktionalität verlieren. Das Messen der Spannung in der Notstromquelle könnte diese unbemerkt entladen oder beschädigen. Diese Fehler sind als eher unkritisch anzusehen, da die für einen kritischen Fehlerfall zu beschädigende Eigenschaft gleichzeitig von der Elektronik überwacht wird. Es müsste also neben dem auslösenden Fehler gleichzeitig die Messung fehlerhaft sein. Dabei reicht es nicht, dass die Messung ausfällt, sondern sie müsste einen plausiblen Messwert inklusive Rauschverhalten innerhalb der vorgegeben Spezifikation liefern und dies gleichzeitig auf den beiden redundanten Strecken tun. Es wird angenommen, dass das ausreichend unwahrscheinlich ist. Die Messungen sollen über den Microcontroller erfolgen, der auch die oben genannten Relais steuert. Weiterhin sollen Temperatursensoren integriert werden, um das korrekte Arbeiten der Heizfunktion zu überwachen. Die gesamte Messelektronik soll auf dem bereits vorgesehenen *Termination Control Board* integriert werden. Die Messwerte sollen über CAN-Bus und C2-Link zur Bodenstation übertragen werden. Für den Fall, dass der Microcontroller Fehlfunktionen aufweist, soll dieser über den auf den Terminierungsempfängern vorhandenen optionalen Ausgang deaktiviert werden können. Dabei soll ein aktivierter optionaler Ausgang ausreichen, um den Microcontroller zu deaktivieren. Die Stromquelle für das Vermessen der Pyroaktuatoren soll hinter den Trenn-Relais angeordnet werden. Da die Spannungsmessung zum Vermessen der Ausgänge der Terminierungsempfänger vor den Trenn-Relais angeordnet sind, kann so das korrekte Schließen der Trenn-Relais überprüft werden. Somit können sämtliche zur Zündung der Pyroaktuatoren nötigen Bestandteile des Terminierungssystems auf Funktionalität überprüft werden. Sollte in dem redundant aufgebauten System eine einzige Komponente ausfallen, kann ein Abstieg kontrolliert eingeleitet werden - wahlweise auch durch den verbleibenden Terminierungsstrang. Die einzige Ausnahme bietet hier die Zündschaltung der Notstromquelle, die bei Komplettausfall beider *Secondary Power Busses* direkt die Terminierung auslöst. Werden hier hochzuverlässige Komponenten nach Standards der bemannten Luftfahrt eingesetzt, wird davon ausgegangen, dass eine DAL A Äquivalenz mit einer Ausfallrate von $10^{-9} / FH$ erreicht werden kann. Eine überschlägige Rechnung mit der in der folgenden Sektion eingeführten Gleichung 4.6 für die Zuverlässigkeit eines Systems ergibt, dass selbst nach einem Jahr Flugzeit die in dem RCC-319 geforderte Zuverlässigkeit von 99,9% noch um zwei Größenordnungen überschritten wird. Die erweiterte Systemarchitektur ist in den Abbildungen 4.17 und 4.18 dargestellt.

Die vorgestellte Architektur bietet den Vorteil, dass diese aus Sicht der in Sektion 3.3 definierten Zuverlässigkeit erster Art keine kritischen Beiträge gegenüber der Basisarchitektur leistet. Eine plausible Funktionalität innerhalb der Spezifikationen trotz gravierender Fehler ist nahezu ausgeschlossen. Bei geringstem Fehlverhalten kann über die zertifizierten Terminierungsempfänger die zusätzliche Messelektronik deaktiviert werden, sodass durch etwaige Fehlfunktionen dieser keine Beschädigungen an der Basisarchitektur auftreten können.

Diesen Vorteilen stehen die zusätzliche Masse für die Messelektronik, welche auf 150 g geschätzt wird, sowie der Integrations- und Qualifizierungsaufwand gegenüber. Daher soll diese erweiterte Architektur nur bei absoluter Notwendigkeit eingesetzt werden.

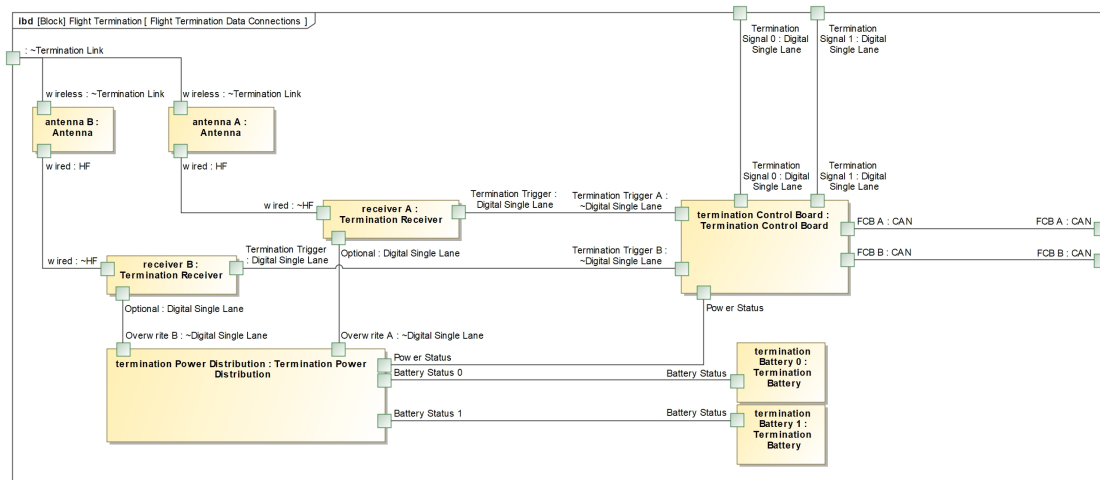


Abbildung 4.17.: Datenverbindungen innerhalb der um ein Messsystem erweiterten Basisvariante des elektronischen Systems des Terminierungssystems. Diese Abbildung wurde aufgrund der innerhalb dieser Arbeit getroffenen Entscheidungen im Projekt HAP erstellt.

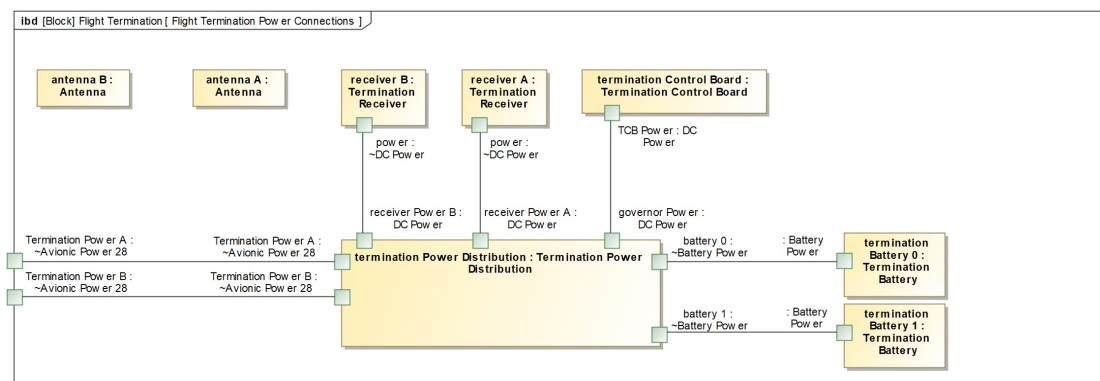


Abbildung 4.18.: Stromverbindungen innerhalb der um ein Messsystem erweiterten Basisvariante des elektronischen Systems des Terminierungssystems. Diese Abbildung wurde aufgrund der innerhalb dieser Arbeit getroffenen Entscheidungen im Projekt HAP erstellt.

4.2.3. Auswahl der elektronischen Architektur

In den beiden vorherigen Untersektionen wurde eine Basisarchitektur für das elektronische System und eine darauf aufbauende Variante eines vermessbaren Systems gefunden. Da die Basisarchitektur leichter und weniger aufwändig umzusetzen ist, soll diese nach Möglichkeit verwendet werden. Ob und bis zu welcher Missionsdauer die Basisarchitektur verwendet werden kann, hängt in letzter Instanz von den Entscheidungen des Personals des Flugversuchsgeländes ab. Trotzdem soll hier analysiert werden, welches Verhalten zugrunde liegt und darauf basierend eine vorläufige Entscheidung für das weitere Vorgehen getroffen werden.

Der für die Zuverlässigkeitsanalyse verfolgte Ansatz ist die Missionsdauer zu finden, bei der die Wahrscheinlichkeit für eine erfolgreiche Auslösung aufgrund einer angenommenen Ausfallrate,

die im RCC-319 geforderten 99,9% im 95% Konfidenzintervall unterschreitet. Dazu wird der in der ARP 4761 [16] dargestellte Ansatz zur Berechnung der Zuverlässigkeit R

$$R = e^{-\lambda \cdot t_M} \quad (4.6)$$

genutzt. Dabei ist λ die Ausfallrate des Systems pro Stunde und t_M die Missionsdauer. Zur Bestimmung der Ausfallrate wird die RPAS.1309 [14] genutzt. Der Ausfall des Terminierungssystems ohne weitere Fehler würde hier als eine *Hazardous Failure Condition* gelten. Für HAP gilt, mit der für die hier betrachteten Vehikel geringen Massen und geringen Komplexität aufgrund der manuellen Bedienung, die Kategorie CS-LUAS I. Folglich wäre die einzuhaltende Fehlerrate $10^{-5}/FH$, validiert durch einen DAL C. Das hier bis auf wenige begründete Ausnahme nach einem anerkannten Standard von einer externen Firma entwickelte und durch das DLR gereviewte System, welches zusätzlich auf Systemebene in Projektreviews betrachtet wurde, erscheint einem DAL C mindestens gleichwertig. Daher wird für die Rechnung die konservative Ausfallrate von $10^{-5}/FH$ angenommen.

Zur Visualisierung des dann auftretenden Verhaltens wurde das in Anhang A.2 dargestellte Python-Tool geschrieben. Dieses berechnet für beide Systemvarianten die Wahrscheinlichkeit einer erfolgreichen Auslösung über die Zeit. Für das vermessbare System kann nach jedem Systemtest gezeigt werden, dass dieses voll funktionsfähig ist. Daher ist die Wahrscheinlichkeit für eine erfolgreiche Auslösung in diesem Moment wieder 1 und die Kurve wird zurückgesetzt. Diese Systemüberprüfung erfolgt in der Rechnung alle 24 h. Das Ergebnis ist in Abbildung 4.19 dargestellt.

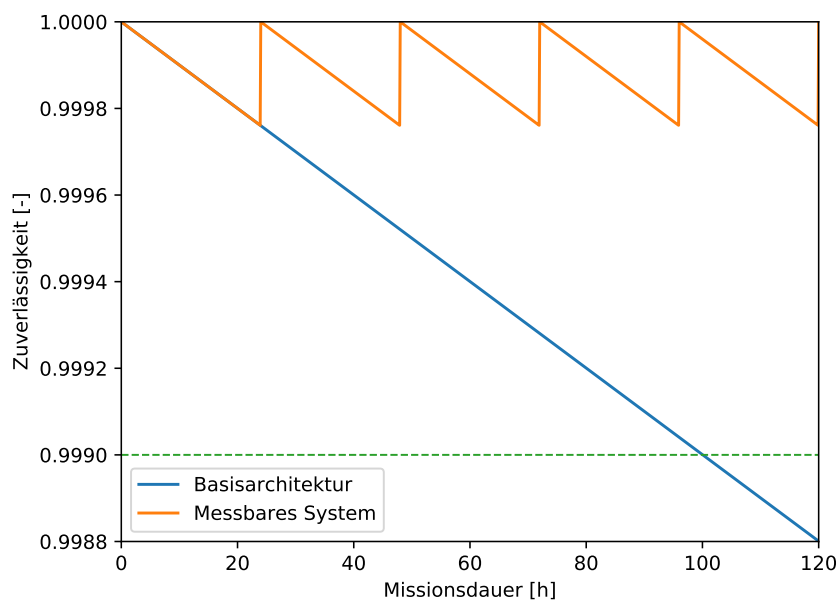


Abbildung 4.19.: Verhalten der Zuverlässigkeit der Basisarchitektur und des vermessbaren Systems über die Zeit gemäß des Python-Tools in Anhang A.2.

Es zeigt sich, dass die Basisarchitektur für maximal 100 h eingesetzt werden kann. Es sei angemerkt, dass diese Rechnung kein Konfidenzintervall berücksichtigt und der Grenzwert für die Punktschätzung nicht erreicht werden sollte. Daher sollte eine maximale Missionsdauer von etwa 70 h bzw. drei

Tagen angenommen werden. Das messbare System hingegen ist unbegrenzt nutzbar. Dabei wird hier nur die Wahrscheinlichkeit der erfolgreichen Auslösung abgebildet. Für das messbare System gilt, dass während des Fluges ein Fehler auftreten kann und der Flug folglich abgebrochen werden muss. Die Wahrscheinlichkeit für eine erfolgreiche Mission, die über die gesamte geplante Dauer ohne Abbruch durchgeführt werden kann, ist hier also nicht abgebildet.

Die für die Basisarchitektur argumentativ hergeleitete zulässige Missionsdauer von drei Tagen reicht bei Akzeptanz des Testgeländes für sämtliche Demonstrationen des HAP α aus. Für HAP *Omega* muss auf die um ein Messsystem erweiterte Architektur zurückgegriffen werden. Für die weitere Arbeit wird nur die Basisarchitektur näher betrachtet.

4.3. Zusammenfassende Beschreibung des Systems

In den vorherigen Sektionen wurde sowohl für die physikalische als auch die elektronische Seite des Systems die Architektur bestimmt. Diese wird hier mit weitergehenden Überlegungen zusammengefasst.

Das gefundene System besteht aus einer Elektronik die größtenteils aus Standardkomponenten der Firma Testem zusammengesetzt ist, ergänzt durch einige Sonderanfertigungen. Dieses löst bei Aktivierung Pyroaktuatoren aus, die einen Manacle-Ring öffnen und so das Leitwerk von vorderem Rumpf und Tragfläche trennen. Die dann entstandenen Einzelteile sind für sich nicht mehr flugfähig und fallen zu Boden. Bisher nicht berücksichtigt wurde das Verhalten der entstehenden Bruchstücke. Aufgrund der geringen ballistischen Koeffizienten und der großen Flughöhe könnten nach der Terminierung signifikante Abtreibungen durch Wind entstehen. Diese Einflüsse müssen detaillierter untersucht werden und ggf. in das Betriebskonzept des Vehikels aufgenommen werden, sodass sichergestellt ist, dass eine Terminierung zu keiner Zeit zu einschlagenden Bruchstücken auf kritischen Gebieten führen würde.

Es zeigt sich, dass trotz der einschränkenden eigenen Anforderungen aus Sektion 3.1 eine gute Lösung existiert. Das System folgt dem RCC-319 und enthält davon abweichend die in Sektion 4.2.3 aufgeführten Einschränkungen.

Für das Gesamtsystem ergibt sich die in Tabelle 4.2 gezeigte Gesamtmasse. Es sei angemerkt, dass hier für das physikalische System die zuordenbare Gesamtmasse von 600 g berücksichtigt ist und nicht der in der Untersektion 4.1.3 gezeigte Masseneinfluss von 400 g, der nur das Mehrgewicht durch das System berücksichtigt.

Die Komponenten aus denen das System besteht, sind in Abbildung 4.20 und Tabelle 4.3 gezeigt. Die Datenblätter der Standardkomponenten sind in Anhang B aufgeführt.

Die Gesamtmasse von 1,4 kg hat einen signifikanten Einfluss auf das massensensitive Vehikel. Nimmt man an, dass für das Mitführen des Terminierungssystems eine Batteriemasse von weiteren 1,4 kg benötigt wird und die Struktur zum Tragen dieser Zusatzmasse noch einmal 700 g schwerer wird, so sorgt das Terminierungssystem für etwa 2,5% der Gesamtmasse von 138 kg des HAP. So muss hinterfragt werden, ob der Einsatz eines Terminierungssystems in einem solchen Vehikel überhaupt der richtige Ansatz ist. Für einen Prototypen ist dies aus Gründen der Sicherheit der einzig gangbare Weg. Für spätere Versionen mit längeren Missionsdauern sollte jedoch

eher angestrebt werden Fehlerfälle, bei denen das Vehikel nicht augenblicklich abstürzt, gänzlich zu vermeiden. Dabei ist insbesondere nötig, dass sich das kein getrimmter Flugzustand zum Ausfliegen hoher Gleitzahlen einstellen kann.

Tabelle 4.2.: Massenanteile und Gesamtmasse der fliegenden Anteile des Terminierungssystems.

Physikalisches System	600 g
Elektronisches System	800 g
Gesamtes Terminierungssystem	1400 g

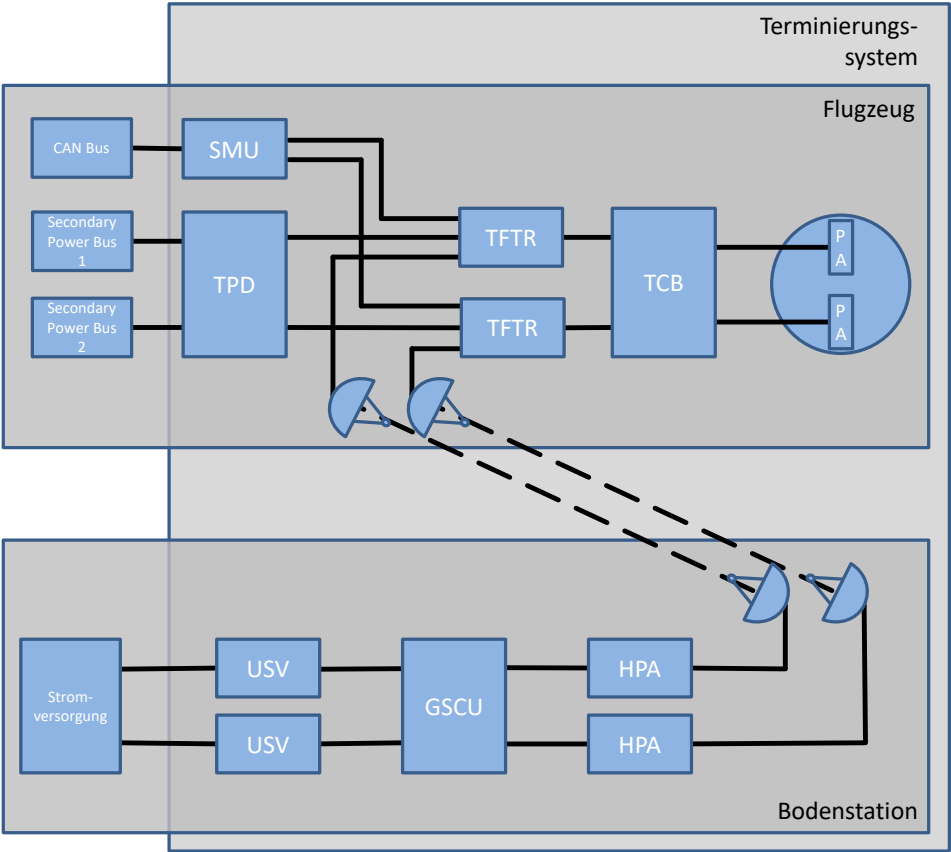


Abbildung 4.20.: Architektur des Gesamtsystems. Eine Beschreibung zu den Komponenten wird über Tabelle 4.3 geliefert.

Tabelle 4.3.: Bestandteile des Terminierungssystems.

Komponente	Kürzel in Abb. 4.20	Gerätebezeichnung
Kontrollkonsole	GSCU	Testem FTS GSCU-2HU
Leistungsverstärker	HPA	Testem RF Broad-Band Power Amplifiers
Unterbrechungsfreie Stromversorgung	USV	(Noch kein Modell gewählt)
Sendeantenne	(Antennensymbol Bodenstation)	Testem UHF helical Antenna
Terminierungsempfänger	TFTR	Testem TFTR-3945
Empfangsantenne	(Antennensymbol Flugzeug)	Testem Airborne Blade Antenna UHF
Termination Control Board	TCB	Testem Sonderanfertigung
Termination Power Distribution	TPD	Testem Sonderanfertigung
Status Merging Unit	SMU	Testem Sonderanfertigung
Pyroaktuator	PA	TRW Aktor S8
Mancle-Ring	(Kreissymbol)	Eigenentwicklung

4.4. Testplan

Nachdem bisher für das Terminierungssystem Anforderungen und ein konzeptioneller Entwurf auf der linken Seite des V-Modells erstellt wurden, sollen in dieser Sektion die für die rechte Seite nötigen Validierungs- und Verifikationsaktivitäten beleuchtet werden. Diese sind in dem RCC-319 ausführlich definiert und werden hier verkürzt wiedergegeben. Dabei kann angenommen werden, dass die Tests auf Komponentenebene für das elektronische System bereits durchgeführt wurden, da der Hersteller für die ausgewählten Bestandteile eine RCC-319 Konformität attestiert. Wichtig sind also die Komponenten des physikalischen Systems, die Tests auf Systemebene des Terminierungssystems und die Tests auf Gesamtsystemebene im Flugzeug bzw. der Bodenstation.

Zunächst müssen Qualifikationstests auf Komponentenebene durchgeführt werden. Da die Komponenten des elektronischen Systems fertig qualifiziert eingekauft werden sollen, ist dies hier nicht nötig. Die Pyroaktuatoren entstammen dem Automobilsektor und sind ebenfalls nach Standards entwickelt, womit auch diese nicht näher betrachtet werden müssen. Die für die Rumpftrennung benötigte Mechanik bedarf jedoch einer ausführlichen Qualifizierung. Für den mechanischen Charakter dieser Komponente sind im RCC-319 keine detaillierten Anforderungen dokumentiert. Es gelten nur die allgemeinen Aussagen, dass die Zuverlässigkeit unter den auftretenden Bedingungen nachzuweisen ist. Dafür werden Tests mit folgenden Nachweisen als relevant angesehen:

- Verklebungsfreies Auslösen bei den erwarteten Umgebungstemperaturen nach dem mehrfachen Abfahren von erwarteten Zyklen
- Verklebungsfreies Auslösen bei repräsentativen Belastungen aus Quer- und Normalkräften sowie Biegemoment- und Torsionskräften

Diese Tests sollen innerhalb eines Aufbaus durchgeführt werden. Da der Manacle-Ring selbst keine Wärme abgibt, verändert der Einsatz im Vakuum nicht die thermalen Bedingungen und es reicht aus, die Temperatur bei Umgebungsdruck aufzuprägen. Dazu soll der Bereich des Rumpffrohrs, in dem sich der Manacle-Ring befindet, von einer einfachen Thermalkammer umschlossen werden. Diese kann z.B. aus Styropor aufgebaut sein. Durch elektrische Heizelemente oder Trockeneis können dann die nötigen Temperaturen eingestellt werden. Weiterhin sollten durch Aufsprühen von Wasser auch Vereisungsbedingungen getestet werden. Bei ausreichend langem Rohr können durch einfaches Anhängen von Massen repräsentative Biege- und Torsionsmomente aufgebracht werden. Der Aufbau sollte darauf abzielen in kurzer Zeit möglichst viele Versuche durchführen zu können. Wichtig ist dabei, dass weder Rohr noch Thermalkammer zerstört werden und die Thermalkammer einfach zugänglich ist. Eine konzeptionelle Darstellung dieses Aufbaus ist in Abbildung 4.21 dargestellt.

Weiterhin müssen Spezifikationen erarbeitet werden, bei welchen Temperaturen das System eingesetzt werden kann und welche Kräfte auftreten. Es gilt Spezifikationen zu erarbeiten, innerhalb derer die Mechanik gefertigt und integriert werden muss. Das Spannen des Manacle-Rings muss eine besondere Beachtung erfahren. Es soll außerdem nachgewiesen werden, dass der Manacle-Ring evtl. auftretende Vibrationen erträgt. Dies soll aus Gründen der Aufwandsreduzierung in Kombination mit dem elektronischen System in dem im folgenden aufgeführten Vibrationstest erfolgen.

Der RCC-319 sieht nach den Qualifikationstests auf Komponentenebene bereits die Akzeptanztests

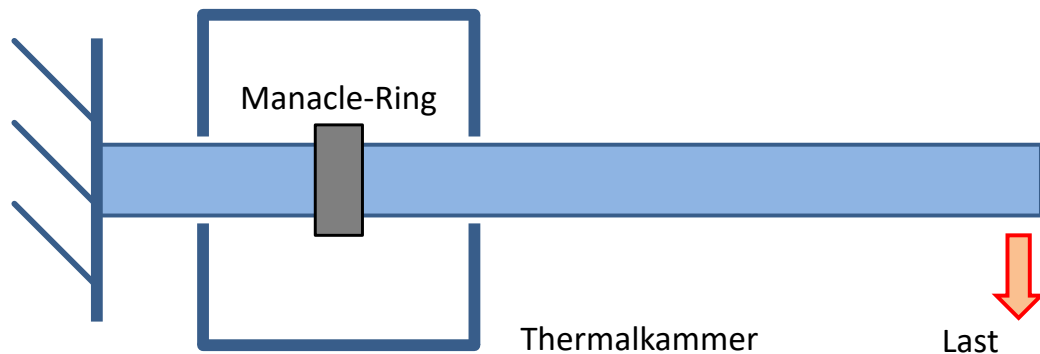


Abbildung 4.21.: Konzeptionelle Darstellung des Versuchsaufbaus für das Testen der Auslösung unter verschiedenen Lasten und thermalen Bedingungen.

nach der Integration im Vehikel vor. Es gibt jedoch zwei Funktionen im Terminierungssystem, die nicht sinnvoll unabhängig auf Komponentenebene getestet werden können. Dies ist einerseits das strukturelle Aufnehmen der Lasten und andererseits das Thermalmanagement in Wechselwirkung mit der Eigenwärme der Geräte. Daher soll ein Prototyp des vorintegrierten Terminierungssystems zwei weiteren Qualifikationstests unterzogen werden:

- Vibrationstest zur Überprüfung der strukturellen Integrität
- Thermaltest zur Überprüfung des Einhaltens der Gerätespezifikationen bei den auftretenden Umgebungsbedingungen

Die Vibrationstests sollen dabei neben der strukturellen Integrität des Trägers der elektronischen Komponenten zeigen, dass der Manacle-Ring nicht unbeabsichtigt unter Vibrationseinfluss öffnet. Der Thermaltest soll zeigen, dass die Komponenten nicht überhitzen und eine ausreichende Heizleistung mit korrekter Funktionalität vorhanden ist. Nach der Durchführung dieser Tests soll das Terminierungssystem unter Belastung ausgelöst werden, um die korrekte Funktion des Manacle-Rings nachzuweisen.

Für die folgenden Akzeptanztests muss für jede Komponente nachgewiesen werden, dass sie ihren Spezifikationen entspricht. Anschließend erfolgt die Integration in das Vehikel. Folgende Tests müssen hier unter normalen Bodenbedingungen durchgeführt werden:

- Verträglichkeit der elektromagnetischen Wechselwirkungen mit anderen Systemen
- Nachweis der Repräsentativität der Antennencharakteristik
- Überprüfung der korrekten Funktionalität

Für die Akzeptanztests gelten maximale Vorlaufzeiten, die ein Test vor dem Flug haben darf. Das Bodensystem wird vollständig eingekauft und bedarf neben den Akzeptanztest mit dem gesamten Vehikel keiner weiteren Tests.

Vor dem Flug muss so spät wie möglich eine Kontrolle des Terminierungssystems durchgeführt

werden. Anhand der aufzustellenden Prozeduren muss sichergestellt sein, dass das Terminierungssystem einsatzbereit ist. Neben Sichtkontrollen, sind hier ein Vermessen der Zünder in den Pyroaktuatoren und eine Kommunikationskontrolle von Sendern und Empfängern durchzuführen. Weiterhin muss sichergestellt sein, dass alle Komponenten während ihrer gesamten Lebensdauer innerhalb ihrer Spezifikationen betrieben und gelagert werden. Dazu ist eine Konfigurations- und Qualitätskontrolle aller erhaltenen Komponenten nötig. Es ist insbesondere bei Transporten darauf zu achten, dass keine Transportbehälter fallen gelassen bzw. zu heiß oder zu kalt werden, und dass insbesondere während der ersten Flüge und während Flügen, die in neue Einsatzbereiche vorstoßen, eine Temperaturüberwachung im eingesetzten Flugzeugsbereich stattfindet.

5 Fazit

In dieser Arbeit wurde ein konzeptionelles Design für ein Terminierungssystem einer hochfliegenden Solarplattform mit dem Namen *High Altitude Platform (HAP)* erarbeitet. Das allein durch Solarflächen mit Energie gespeiste Flugzeug kann durch ein extrem niedriges Flächengewicht in große Höhen fliegen und mit den internen Batterien das nächtliche Ausbleiben von Sonneneinstrahlung kompensieren. So lässt sich das Flugzeug mit gewissen Einschränkungen bzgl. Jahreszeit sowie Breitengrad dauerhaft an einem Ort stationieren und schließt damit eine Lücke bei den Einsatzspektren von gewöhnlichen Flugzeugen und Satelliten.

Die HAP des deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) soll zunächst in Form von Erprobungsträgern umgesetzt werden, welche für die ersten Flugversuchskampagnen aus Sicherheitsgründen auf Testgeländen geflogen werden soll. Um im Falle eines Kontrollverlustes ein Verlassen der Gebiete auszuschließen, benötigen die Prototypen das in dieser Arbeit vorausgelegte Terminierungssystem. Dabei soll ein aus kommerziellen Komponenten zusammengesetztes elektronisches System ein Terminierungssignal zum Flugzeug senden können, welches dann durch Pyroaktuatoren einen mechanischen Verschluss öffnet, um das Leitwerk abzuwerfen. Die verbleibenden Einzelkomponenten sind dann nicht mehr alleine flugfähig und fallen zu Boden.

Zur Lösungsfindung wurden zunächst mögliche Grundlagen für Anforderungen analysiert. Als zentraler Standard hat sich dabei der *Range Commanders Council Document 319: Flight Termination System Commonality Standard [2] (RCC-319)* gezeigt, welcher als amerikanischer Standard für Terminierungssysteme weltweit bekannt ist und u.a. von dem angedachten Testgelände ESRANGE in Nordschweden akzeptiert wird. Aufbauend auf den Anforderungen und den Eigenschaften von HAP wurden in getrennter Betrachtung für die elektronische Auslösung und physikalische Umsetzung mögliche Architekturen erarbeitet. Die jeweiligen Favoriten wurden vorausgelegt und darauf basierend eine finale Auswahl getroffen. Die für die Entwicklung des Systems nötigen Tests wurden auf Grundlage des RCC-319 vorläufig betrachtet.

Das entstandene System bietet den Vorteil von geringen Aufwänden, da es nach Möglichkeit auf kommerziell verfügbare Produkte zurückgreift und so den Entwicklungsaufwand minimiert. Weiterhin werden keine Sprengstoffe oder andere gefährliche Güter eingesetzt, sodass ein gefahrloser Umgang mit dem System und entsprechend weniger Aufwand für Sicherheitsprozeduren notwendig ist. Mit 1,4 kg im fliegenden Segment ist das System zwar verhältnismäßig leicht, widerspricht aber grundsätzlich dem Konzept der aufgrund des Einsatzes am Rande der technischen Machbarkeit auf minimale Masse optimierten Solarplattform. So sollte langfristig nach Möglichkeit durch intrinsisch sichere Auslegung auf ein Terminierungssystem verzichtet werden, was für die Erprobung mit Prototypen jedoch nicht machbar ist.

Literaturverzeichnis

- [1] JARUS. JARUS guidelines on Specific Operations Risk Assessment (SORA). Edition 2.0, 2019.
- [2] Range Commanders Council. DOCUMENT 319-19. Flight Termination Systems Commonality Standard, 2019.
- [3] <https://www.airbus.com/search/infographic.html?tags=products-and-solutions%3Aunmanned-air-systems%2Fzephyr&tagLogicChoice=OR&filterTags=descriptor%3Acontent-type%2Finfographic#searchresult-infographic-all-2>, abgerufen am 17.06.2020.
- [4] Project internal work within HAP.
- [5] J. L. Lions et al. Ariane 5 Flight 501 Inflight Failure Inquiry Board Report, 1996. <https://esamultimedia.esa.int/docs/esa-x-1819eng.pdf>, abgerufen am 18.06.2020.
- [6] Stephen Clark. First stage propulsion system is early focus of Antares investigation. <https://spaceflightnow.com/2014/10/31/orbital-begins-piecing-together-what-destroyed-antares-rocket/>, abgerufen am 18.06.2020.
- [7] Jerry Haber. *Safety Design for Space Operations*, chapter 4: Safety in Launch Operations. Elsevier, 2013.
- [8] https://en.wikipedia.org/wiki/Cygnus_CRS_Orb-3#cite_note-ORBupdates-10, abgerufen am 18.06.2020.
- [9] Swedish Space Corporation. ESRANGE Safety Manual, 2019.
- [10] https://www.sscspace.com/wp-content/uploads/2020/02/Esrangle_view_web.jpg, abgerufen am 19.06.2020.
- [11] EU. Commission Implementing Regulation (EU) 2019/947 of 24 May 2019 on the rules and procedures for the operation of unmanned aircraft, 2019.
- [12] F. Nikodem, J. S. Dittrich, A. Bierig. The new Specific Operations Risk Assessment approach for UAS regulation compared to common civil aviation risk assessment, 2018.
- [13] D. Rothe. Development of system architectures on the basis of SORA in the Specific Category and qualitative estimation of the implementation efforts, 2019.
- [14] JARUS. AMC RPAS.1309: Safety Assessment of Remotely Piloted Aircraft Systems. Issue 2, 2015.
- [15] SAE Aerospace. ARP4754A: Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems, 2010.
- [16] SAE International. ARP4761: Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne Systems and Equipment, 1996.

- [17] Takuto Ishimatsu et al. Hazard Analysis of Complex Spacecraft using SystemsTheoretic Process Analysis, 2014.
- [18] Industrial Engineering - Standardmethoden zur Produktivitätssteigerung und Prozessoptimierung. https://www.arbeitswissenschaft.net/fileadmin/Downloads/Angebote_und_Produnkte/Checklisten_Handlungshilfen/UE_CHE_REFA-Methodensammlung_Paarweiser_Vergleich.pdf, abgerufen am 07.07.2020.
- [19] <https://testem.de/de/datenubertragung/funksysteme/flugabbruch-systeme/>, abgerufen am 24.06.2020.
- [20] https://de.wikipedia.org/wiki/Fehler_1._und_2._Art, abgerufen am 24.06.2020.
- [21] https://volz-servos.com/resources/Downloads/Datasheets/DA-26_Datasheet_uni.pdf, abgerufen am 24.06.2020.
- [22] T. Janke M. Hörschgen, H. Pfeuffer. European Recovery System (ERS). https://elib.dlr.de/83907/1/A158_ERS_mh4.pdf, abgerufen am 26.06.2020.
- [23] Diverse Telefonate mit Herrn Rudolf Beck der Firma Testem im Zeitraum 02/2020 und 06/2020.

Abbildungsverzeichnis

1.1.	Rendering der High Altitude Platform (HAP) Ω im Flug.	2
1.2.	48 h Ausschnitt aus der im aktuellen Projektstand vorliegenden Flugsimulation für erste dauerhafte Höhenflüge.	4
2.1.	Einschlag auf dem Boden und Explosion nach Auslösen des Terminierungssystems einer <i>Antares</i> mit der Nutzlast <i>Cygnus CRS Orb-3</i>	7
2.2.	Schematische Darstellung der typischen Komponenten innerhalb eines Terminierungssystems.	8
2.3.	Luftbild des Testgeländes ESRANGE. Das rechts im Bild liegende Balloon Pad könnte als Start- und Landefläche dienen.	9
2.4.	Veranschaulichung der diskreten Transition zwischen den Kategorien innerhalb der EU-VO 2019/947.	12
2.5.	Struktur der ARP.	14
2.6.	In der ARP 4754A beschriebenes V-Modell, nach dessen Grundsatz die Entwicklung des Terminierungssystems ablaufen soll.	15
2.7.	Modellierungsansatz der STPA.	16
3.1.	Schematisches Konzept der elektronischen Teile eines kommerziellen Terminierungssystems.	26
3.2.	Schematisches Konzept der elektronischen Teile eines für HAP selbst entwickelten Terminierungssystems.	27
4.1.	Konzept der Mechanik zur Desintegration durch Überschreitung der maximalen Geschwindigkeit durch einen voll gedrückten Höhenleitwerksausschlag.	30
4.2.	Koordinatensystem für das Python-Tool der Mechanik zur Desintegration durch Überschreitung der maximalen Geschwindigkeit durch einen voll gedrückten Höhenleitwerksausschlag.	31
4.3.	Position der Punkte A, C, D und E über den vollen Aktuatorverfahrweg der Mechanik zur Desintegration durch Überschreitung der maximalen Geschwindigkeit durch einen voll gedrückten Höhenleitwerksausschlag gemäß des Python Tools in Anhang A.1.	33
4.4.	Winkelverhalten über den vollen Aktuatorverfahrweg der Mechanik zur Desintegration durch Überschreitung der maximalen Geschwindigkeit durch einen voll gedrückten Höhenleitwerksausschlag gemäß des Python Tools in Anhang A.1.	34
4.5.	Federlänge über den vollen Aktuatorverfahrweg der Mechanik zur Desintegration durch Überschreitung der maximalen Geschwindigkeit durch einen voll gedrückten Höhenleitwerksausschlag gemäß des Python Tools in Anhang A.1.	35

4.6.	Durch Federdehnung zusätzlich wirkendes Moment auf Aktuator über den vollen Aktuatorverfahrweg der Mechanik zur Desintegration durch Überschreitung der maximalen Geschwindigkeit durch einen voll gedrückten Höhenleitwerksausschlag gemäß des Python Tools in Anhang A.1.	35
4.7.	Übersetzungsverhältnis zwischen Aktuator und Höhenleitwerk über den vollen Aktuatorverfahrweg der Mechanik zur Desintegration durch Überschreitung der maximalen Geschwindigkeit durch einen voll gedrückten Höhenleitwerksausschlag gemäß des Python Tools in Anhang A.1.	36
4.8.	Bereich der maximal ausübbaaren Scharniermomente bei Einsatz eines Volz DA-26 über den vollen Aktuatorverfahrweg der Mechanik zur Desintegration durch Überschreitung der maximalen Geschwindigkeit durch einen voll gedrückten Höhenleitwerksausschlag gemäß des Python Tools in Anhang A.1.	36
4.9.	Konzept der Öffnung eines Manacle-Rings.	38
4.10.	Konzept des Aufdrückens eines Spannverschlusses durch einen Pyroaktuator.	38
4.11.	In CAD konstruiertes Konzept des Manacle-Ring-Verschlusses.	39
4.12.	Mit FEM berechnete Verteilung der Lasten des Flansches des Manacle-Ring-Verschlusses. 41	
4.13.	Mit FEM berechnete Verteilung der Lasten des Rings des Manacle-Ring-Verschlusses. 42	
4.14.	Datenverbindungen innerhalb der Basisvariante des elektronischen Systems des Terminierungssystems. Diese Abbildung wurde aufgrund der innerhalb dieser Arbeit getroffenen Entscheidungen im Projekt HAP erstellt.	47
4.15.	Stromverbindungen innerhalb der Basisvariante des elektronischen Systems des Terminierungssystems. Diese Abbildung wurde aufgrund der innerhalb dieser Arbeit getroffenen Entscheidungen im Projekt HAP erstellt.	47
4.16.	Konzept für das Vermessen des elektronischen Systems im Flug.	48
4.17.	Datenverbindungen innerhalb der um ein Messsystem erweiterten Basisvariante des elektronischen Systems des Terminierungssystems. Diese Abbildung wurde aufgrund der innerhalb dieser Arbeit getroffenen Entscheidungen im Projekt HAP erstellt. . .	50
4.18.	Stromverbindungen innerhalb der um ein Messsystem erweiterten Basisvariante des elektronischen Systems des Terminierungssystems. Diese Abbildung wurde aufgrund der innerhalb dieser Arbeit getroffenen Entscheidungen im Projekt HAP erstellt. . .	50
4.19.	Verhalten der Zuverlässigkeit der Basisarchitektur und des vermessbaren Systems über die Zeit gemäß des Python-Tools in Anhang A.2.	51
4.20.	Architektur des Gesamtsystems. Eine Beschreibung zu den Komponenten wird über Tabelle 4.3 geliefert.	53
4.21.	Konzeptionelle Darstellung des Versuchsaufbaus für das Testen der Auslösung unter verschiedenen Lasten und thermalen Bedingungen.	56

Tabellenverzeichnis

3.1.	Gewichtung der Bewertungskriterien, Basispunkte. Bewertung als Reihe gegen Spalte. 0 ist weniger wichtig, 1 ist gleich wichtig, 2 ist wichtiger.	23
3.2.	Gewichtung der Bewertungskriterien, Reduktion durch Einführung von Gruppen. Reduzierte Punkte sind die Summe der Basispunkte geteilt durch Anzahl der Kriterien einer Gruppe. Die normierten Punkte sind die reduzierten Punkte durch die Summe der reduzierten Punkte.	24
3.3.	Bewertung der Optionen. Unter B ist die Bewertung von 0 bis 10 eingetragen. R ist die Resultierende aus normierten Punkten des Kriteriums multipliziert mit der Bewertung.	25
3.4.	Veranschaulichung der Fehler erster und zweiter Art analog zu [20].	28
4.1.	Zusammenfassung der Eigenschaften beider betrachteter physikalischer Varianten der Terminierung.	44
4.2.	Massenanteile und Gesamtmasse der fliegenden Anteile des Terminierungssystems.	53
4.3.	Bestandteile des Terminierungssystems.	54

Symbolverzeichnis

Lateinische Formelzeichen

c	Federkonstante	$[\frac{N}{m}]$
F	Kraft	$[N]$
i	Übersetzungsverhältnis	$[-]$
l	Länge	$[m]$
M	Moment	$[Nm]$
R	Erfolgswahrscheinlichkeit	$[-]$
S	Sicherheitsfaktor	$[-]$
t_M	Missionsdauer	h

Griechische Formelzeichen

λ	Ausfallrate pro Flugstunde	$\frac{1}{FH}$
Ω	Winkel	$[-]$

Indizes

i bestimmtes Element einer Reihe von Elementen

Abkürzungen

AMC Acceptable Means of Compliance

ARC	Air Risk Class
ARP	Aerospace Recommended Practice
DAL	Design Assurance Level
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
GRC	Ground Risk Class
HAP	High Altitude Platform
OSO	Operational Safety Objectives
RCC-319	Range Commanders Council Document 319: Flight Termination System Commonality Standard [2]
SAIL	Specific Assurance and Integrity Levels
SORA	Specific Operations Risk Assessment [1]
STAMP	Systems-Theoretic Accident Model and Processes
STPA	Systems-Theoretic Process Analysis
USV	Unterbrechungsfreie Stromversorgung

A Quellcodes

A.1. Python-Tool der Mechanik zur Desintegration durch Leitwerksausschlag

```
import numpy as np
import matplotlib.pyplot as plt

DEBUG_PRINT = True

### Ploteinstellungen ###

plot_mode = 5
# 0 = Geometry, 1 = angles, 2 = AC_counter, 3 = M_add, 4 = ratio, 5 = M_surf

### Simulationsparameter ###

inc = 0.0001 # rad, Winkelinkrement für Omega, LR: 0.01, HR: 0.0001

omega_B_start = -90 / 180 * np.pi # rad
omega_F_start = -45 / 180 * np.pi # rad

div_omega_B = 500 # Teiler für Winkelinkrement omega_B
div_omega_F = 1000 # Teiler für Winkelinkrement omega_F

transmission_ratio_offset = 10
# Wievielter Nachbar wird für Differenzenquotienten genutzt?

save_solution = True

### Eingangswerte ###

length_OA = 40 # mm
length_AC = 500 # mm
length_BC = 60 # mm
length_BD = 100 # mm
length_DE = 300 # mm
```

```
length_EF = 250 # mm

pos_B = np.array([[length_AC], [0]]) # mm, mm
pos_F = pos_B + np.array([[-170], [300]]) # mm, mm

omega_start = -80 / 180 * np.pi # rad
omega_end = 80 / 180 * np.pi # rad

omega_F_term = -15 / 180 * np.pi
# rad, Ausschlag der bei Terminierung eingenommen wird
M_term = 20 # Nm, Erforderliches Drehmoment im Anschlag bei Terminierung
rel_length_spring = 0.8 # Anteil der Federlänge an length_AC im Nullausschlag
rel_length_spring_nF = 0.4
# Anteil der Federlänge an length_AC im nichtbelasteten Zustand
sf_c_spring = 1.2 # Sicherheitsfaktor den die Federkonstante erhalten soll

M_act Rated = 2.7 # Nm, Dauermoment des Aktuators
M_act_peak = 5 # Nm, kurzzeitiges Spitzenmoment des Aktuators

### Definieren der Initialwerte ###

omega = omega_start
omega_B = omega_B_start
omega_F = omega_F_start

pos_A = np.array([[0], [0]])
pos_C = np.array([[0], [0]])
pos_D = np.array([[0], [0]])
pos_E = np.array([[0], [0]])

omega_array = np.array([omega])
omega_B_array = np.array([omega_B])
omega_F_array = np.array([omega_F])

calc_length_AC = length_AC + 1
# mm, Kontrollparameter für Winkeliteration, wird mit length_AC verglichen
# +1 als Initialwert, damit Bedingung bei erster Schleife nicht erfüllt ist
calc_length_DE = length_DE - 1
# mm, Kontrollparameter für Winkeliteration, wird mit length_DE verglichen
# -1 als Initialwert, damit Bedingung bei erster Schleife nicht erfüllt ist

length_AC_counter = np.array(
    [0]) # mm, Länge des zweiten Seils (veränderliche Länge durch Feder
```



```
transmission_ratio = np.array([0]) # Übersetzung von Aktuator zu Ruder
transmission_ratio_gemittelt = 0 # Gemittelte Übersetzung von Aktuator zu Ruder

omega_B_term = 0 # Winkelstand bei Terminierung
array_number_term = 0 # Arrayelement der Terminierung

length_spring_0 = length_AC * rel_length_spring
# mm, Länge der Feder bei Nullausschlag
length_spring_nF = length_AC * rel_length_spring_nF
# mm, Länge der Feder im unbelasteten Zustand
length_spring_op = length_AC - length_spring_0
# mm, Länge des Gegenstücks der Feder

M_add = np.array([0]) # Nm, Zusätzliches Moment durch Federdehnung

M_surf_rated_pos = np.array([0])
# Nm, Scharniermoment bei Dauerlast des Aktuators in positiver Richtung
M_surf_rated_neg = np.array([0])
# Nm, Scharniermoment bei Dauerlast des Aktuators in negativer Richtung
M_surf_peak_pos = np.array([0])
# Nm, Scharniermoment bei Spitzenlast des Aktuators in positiver Richtung
M_surf_peak_neg = np.array([0])
# Nm, Scharniermoment bei Spitzenlast des Aktuators in negativer Richtung

### Berechnungsvorschrift ###

while omega < omega_end: # Schleife mit der Omega inkrementell erhöht wird
    new_pos_A = np.array([-length_0A * np.sin(omega)], [length_0A * np.cos(omega)])

    while calc_length_AC > length_AC:
        # Schleife mit der Omega_B iterativ gefunden wird
        new_pos_C = pos_B + np.array(
            [-length_BC * np.sin(omega_B)], [length_BC * np.cos(omega_B)])

        calc_length_AC = ((new_pos_C[0] - new_pos_A[0]) ** 2 + (
            new_pos_C[1] - new_pos_A[1]) ** 2) ** (1 / 2)
        calc_length_AC = calc_length_AC[0]
        omega_B = omega_B + inc / div_omega_B

    new_pos_D = pos_B + np.array(
        [length_BD * np.cos(omega_B)], [length_BD * np.sin(omega_B)])
```

```

new_length_AC_counter = ((2 * pos_B[0] - new_pos_C[0] + new_pos_A[0]) ** 2 + (
    2 * pos_B[1] - new_pos_C[1] + new_pos_A[1]) ** 2) ** (1 / 2)
length_AC_counter = np.append(length_AC_counter, new_length_AC_counter)

while calc_length_DE < length_DE:
    # Schleife mit der Omega_F iterativ gefunden wird
    new_pos_E = pos_F + np.array(
        [[length_EF * np.cos(omega_F)], [length_EF * np.sin(omega_F)]])

    calc_length_DE = ((new_pos_E[0] - new_pos_D[0]) ** 2 + (
        new_pos_E[1] - new_pos_D[1]) ** 2) ** (1 / 2)
    calc_length_DE = calc_length_DE[0]
    omega_F = omega_F + inc / div_omega_F

    # if DEBUG_PRINT: print(calc_length_DE)

# if DEBUG_PRINT: print('step')

pos_A = np.append(pos_A, new_pos_A, axis=1)
pos_C = np.append(pos_C, new_pos_C, axis=1)
pos_D = np.append(pos_D, new_pos_D, axis=1)
pos_E = np.append(pos_E, new_pos_E, axis=1)

omega_array = np.append(omega_array, omega)
omega_B_array = np.append(omega_B_array, omega_B)
omega_F_array = np.append(omega_F_array, omega_F)

calc_length_AC = length_AC + 1
calc_length_DE = length_DE - 1
omega = omega + inc

if DEBUG_PRINT: print(omega)

### Löschen der initialen 0-Werte ###

pos_A = np.delete(pos_A, 0, axis=1)
pos_C = np.delete(pos_C, 0, axis=1)
pos_D = np.delete(pos_D, 0, axis=1)
pos_E = np.delete(pos_E, 0, axis=1)

omega_array = np.delete(omega_array, 0)
omega_B_array = np.delete(omega_B_array, 0)
omega_F_array = np.delete(omega_F_array, 0)

```

```
length_AC_counter = np.delete(length_AC_counter, 0)

### Berechnung der Übersetzung ###

arraylength = np.ma.size(omega_array)

i = transmission_ratio_offset

while i < arraylength:
    new_transmission_ratio = (omega_array[i] - omega_array[
        i - transmission_ratio_offset]) / (omega_F_array[i] - omega_F_array[
        i - transmission_ratio_offset])
    transmission_ratio = np.append(transmission_ratio, new_transmission_ratio)
    i = i + 1
    transmission_ratio_gemittelt = transmission_ratio_gemittelt\
        + new_transmission_ratio

transmission_ratio = np.delete(transmission_ratio, 0)

### Berechnung von Ausgabewerten ###

transmission_ratio_gemittelt = transmission_ratio_gemittelt / (
    i - transmission_ratio_offset)
omega_range = omega - omega_array[0]
omega_F_range = omega_F - omega_F_array[0]
transmission_ratio_soll = omega_range / omega_F_range

print('transmission_ratio gemittelt = ', transmission_ratio_gemittelt)
print('transmission_ratio_soll = ', transmission_ratio_soll)
print('omega_F_start = ', 180 / np.pi * omega_F_array[0], '°')
print('omega_F_end = ', 180 / np.pi * omega_F, '°')

### Berechnung der nötigen Federsteifigkeit für Terminierung ###

i = 0

while i < arraylength: # Berechnung der Position für Terminierung
    if omega_F_array[i] > omega_F_term:
        omega_B_term = omega_B_array[i]
        array_number_term = i
        i = arraylength
    i = i + 1
```

```

transmission_ratio_term = (omega_B_array[array_number_term] - omega_B_array[
    array_number_term + transmission_ratio_offset]) / (
    omega_F_array[array_number_term] -
    omega_F_array[
        array_number_term + transmission_ratio_offset])

pos_C_op_term = pos_B + np.array(
    [[length_BC * np.sin(omega_B_array[array_number_term])],
     [-length_BC * np.cos(omega_B_array[array_number_term])]])
length_spring_term = (pos_C_op_term[0] ** 2 + pos_C_op_term[1] ** 2) ** (
    1 / 2) - length_0A - length_AC * (1 - rel_length_spring)

F_spring_term_req = M_term / transmission_ratio_term / (length_BC / 1000) # N
c_spring = F_spring_term_req / (
    length_spring_term - length_spring_nF) * sf_c_spring # N/mm

print('length_spring = ', length_spring_nF, 'mm')
print('length_spring_0 = ', length_spring_0, 'mm')
print('length_spring_term =', length_spring_term, 'mm')
print('c_spring = ', c_spring, 'N/mm')

### Berechnung der Federlasten ###

F_spring_term = c_spring * (length_spring_term - length_spring_nF)
F_spring_0 = c_spring * (length_spring_0 - length_spring_nF)

print('F_spring_term = ', F_spring_term, 'N')
print('F_spring_0 = ', F_spring_0, 'N')

### Berechnung der zusätzlichen Aktuatorlasten durch Federdehnung ###

i = transmission_ratio_offset

while i < arraylength:
    new_M_add = (length_AC_counter[
        i] - length_spring_op - length_spring_nF) * c_spring * (
        length_AC_counter[i] - length_AC_counter[
            i - transmission_ratio_offset]) / transmission_ratio_offset \
        / 1000 / inc
    M_add = np.append(M_add, new_M_add)

    i = i + 1

```

```
M_add = np.delete(M_add, 0)

### Berechnung des maximalen Scharniermoments ###

i = 0

while i < arraylength - transmission_ratio_offset:
    new_M_surf_rated_pos = (M_act_rated - M_add[i]) * transmission_ratio[i]
    new_M_surf_rated_neg = (- M_act_rated - M_add[i]) * transmission_ratio[i]
    new_M_surf_peak_pos = (M_act_peak - M_add[i]) * transmission_ratio[i]
    new_M_surf_peak_neg = (- M_act_peak - M_add[i]) * transmission_ratio[i]

    M_surf_rated_pos = np.append(M_surf_rated_pos, new_M_surf_rated_pos)
    M_surf_rated_neg = np.append(M_surf_rated_neg, new_M_surf_rated_neg)
    M_surf_peak_pos = np.append(M_surf_peak_pos, new_M_surf_peak_pos)
    M_surf_peak_neg = np.append(M_surf_peak_neg, new_M_surf_peak_neg)

    i = i + 1

M_surf_rated_pos = np.delete(M_surf_rated_pos, 0)
M_surf_rated_neg = np.delete(M_surf_rated_neg, 0)
M_surf_peak_pos = np.delete(M_surf_peak_pos, 0)
M_surf_peak_neg = np.delete(M_surf_peak_neg, 0)

### Umrechnen in Grad ###

omega_array = omega_array / np.pi * 180
omega_B_array = omega_B_array / np.pi * 180
omega_F_array = omega_F_array / np.pi * 180

### Speichern der Ergebnisse ###

if save_solution:
    np.save('pos_A.npy', pos_A)
    np.save('pos_C.npy', pos_C)
    np.save('pos_D.npy', pos_D)
    np.save('pos_E.npy', pos_E)
    np.save('omega_array.npy', omega_array)
    np.save('omega_B_array.npy', omega_B_array)
    np.save('omega_F_array.npy', omega_F_array)
    np.save('length_AC_counter.npy', length_AC_counter)
    np.save('M_add.npy', M_add)
```

```
np.save('transmission_ratio.npy', transmission_ratio)
np.save('transmission_ratio_offset.npy', transmission_ratio_offset)
np.save('M_surf_rated_pos.npy', M_surf_rated_pos)
np.save('M_surf_rated_neg.npy', M_surf_rated_neg)
np.save('M_surf_peak_pos.npy', M_surf_peak_pos)
np.save('M_surf_peak_neg.npy', M_surf_peak_neg)

### Plotten der Ergebnisse ###

if plot_mode == 0:
    plt.plot(pos_A[0], pos_A[1], label='Pos range A')
    plt.plot(pos_C[0], pos_C[1], label='Pos range C')
    plt.plot(pos_D[0], pos_D[1], label='Pos range D')
    plt.plot(pos_E[0], pos_E[1], label='Pos range E')
    plt.xlabel('x [mm]')
    plt.ylabel('z [mm]')

if plot_mode == 1:
    plt.plot(omega_array, omega_B_array, label='omega_B over omega')
    plt.plot(omega_array, omega_F_array, label='omega_F over omega')
    plt.plot(omega_B_array, omega_F_array, label='omega_F over omega_B')
    plt.xlabel('Input angle [°]')
    plt.ylabel('Output angle [°]')

if plot_mode == 2:
    plt.plot(omega_array, length_AC_counter, label='length spring')
    plt.xlabel('Omega [°]')
    plt.ylabel('length [mm]')

i = transmission_ratio_offset # Arraylänge von omega_array und ratio angleichen
while i > 0:
    omega_array = np.delete(omega_array, 0)
    i = i - 1

if plot_mode == 3:
    plt.plot(omega_array, M_add, label='Additional Moment from spring')
    plt.xlabel('Omega [°]')
    plt.ylabel('Moment [Nm]')

if plot_mode == 4:
    plt.plot(omega_array, transmission_ratio, label='Transmission ratio')
    plt.xlabel('Omega [°]')
```

```

plt.ylabel('Ratio [-]')

if plot_mode == 5:
    plt.plot(omega_array, M_surf_rated_pos, label='Surface rated positive Moment')
    plt.plot(omega_array, M_surf_rated_neg, label='Surface rated negative Moment')
    plt.plot(omega_array, M_surf_peak_pos, label='Surface peak positive Moment')
    plt.plot(omega_array, M_surf_peak_neg, label='Surface peak negative Moment')
    plt.xlabel('Omega [°]')
    plt.ylabel('Moment [Nm]')

plt.legend()
plt.show()

```

Das Ausführen des oben gezeigten Codes liefert folgende Ausgabe:

```

transmission_ratio gemittelt = 6.111899028648161
omega_F_start = -14.614902208682564 °
omega_F_end = 15.759882342397145 °
length_spring = 200.0 mm
length_spring_0 = 400.0 mm
length_spring_term = [324.52357448] mm
c_spring = [1.02315893] N/mm
F_spring_term = [127.40740741] N
F_spring_0 = [204.63178629] N

```

A.2. Python-Tool zum Berechnen der Zuverlässigkeit über die Zeit

```

import numpy as np
import matplotlib.pyplot as plt

### Inputparamter ###

failure_rate = 10**(-5) # 1/FH, Ausfallrate des Systems pro Flugstunde
t2reset = 24
# h, Zeit bis durch Vermessung ein Reset im zweiten System durchgeführt wird

delta_t = 0.1 # h, Zeitinkrement
t_max = 24*5 # h, Simulationszeit

```

```
R = np.array([[0,0,0,0]], dtype=float)
# [[-],[-,h,h], Array der Zuverlässigkeiten über die Zeit der beiden Systemvarianten

### Berechnungsvorschrift ###

i = 0
while R[-1,2] < t_max: # Schleife über Zeitschritte
    R = np.append(R, [[0,0,0,0]], axis=0)
    R[-1,2] = i * delta_t
    R[-1,3] = i * delta_t
    while R[-1,3] >= t2reset: # Zurücksetzen des zweiten Systems nach t2reset
        R[-1,3] = R[-1,3] - t2reset
    R[-1,0] = np.e ** (-failure_rate * R[-1,2])
    R[-1,1] = np.e ** (-failure_rate * R[-1,3])

    i = i + 1

R = np.delete(R, 0, axis=0) # Löschen des initial erzeugten 0-Vektors

### Anzeige der Daten ###

print(R)

plt.plot(R[:,2], R[:,0], label='Basisarchitektur')
plt.plot(R[:,2], R[:,1], label='Messbares System')
plt.plot((0,t_max),(0.999,0.999), linewidth=1, linestyle='--')
plt.xlabel('Missionsdauer [h]')
plt.ylabel('Zuverlässigkeit [-]')
plt.axis([0,t_max,0.9988,1])

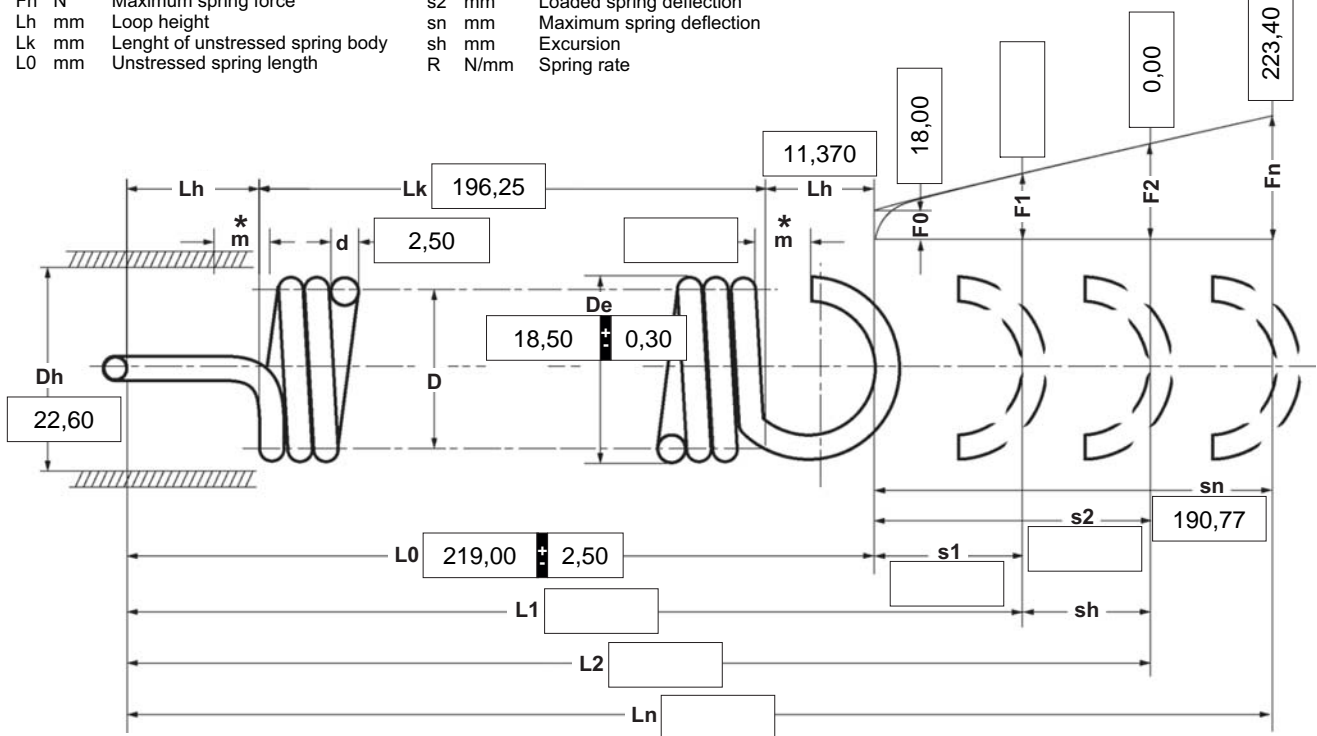
plt.legend()
plt.show()
```


B Datenblätter

d	mm	Wire diameter	L1	mm	Prestressed spring length
D	mm	Mean coil diameter	L2	mm	Loaded spring length
De	mm	Outer coil diameter	Ln	mm	Maximum spring length
Dh	mm	Minimum diameter of bush	m	mm	Loop opening width
F0	N	Initial tension	n	pc.	Number of active coils
F1	N	Prestressed spring force	nt	pc.	Total number of coils
F2	N	Loaded spring force	s1	mm	Prestressed spring deflection
Fn	N	Maximum spring force	s2	mm	Loaded spring deflection
Lh	mm	Loop height	sn	mm	Maximum spring deflection
Lk	mm	Length of unstressed spring body	sh	mm	Excursion
L0	mm	Unstressed spring length	R	N/mm	Spring rate

Weight g Weight of one spring

* Loops are stocked without openings (m = 0,00). However it is possible to have an opening cut into the loop at an extra cost, without causing any delay.



n nt R 1,077 Weight 154,617

Spring test acc. to DIN ISO 2859/1 test level II

1 Coiling direction

☐ left ☒ right

2 Loop shape and loop position

Loop shape

1/1 German loop

Loops offset to one another

by 180,0 49,0 degrees
(in the dir. of the right helix)

3 Excursion sh mm**4 Stress cyc. end. N** **5 Stress cycle frequ. n** /**6 Application temp.** °C**7 Material**

EN 10270-3-1.4310

8 Wire or rod surface

☒ drawn ☐ rolled ☐ metal-cut

9 Surface treatment**10 Tolerances to DIN 2097**

Grade	De,Di,D	L0	F0-Fn	Loops	Wire diameter d to DIN 2076
1	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
2	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
3	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>

11 Production compensation through

A spring resistance, associated length of tensed spring and L0	F0, D <input checked="" type="checkbox"/>
A spring resistance, associated length of tensed spring and F0	L0, n, d <input type="checkbox"/> L0, D <input type="checkbox"/>
Two spring resistances and associated length of tensed spring	L0, n, d <input type="checkbox"/> F0, D <input type="checkbox"/>

Prices

Quantity scale	Single price [EUR]
1	3,4200 €
7	2,9300 €
17	1,7900 €
37	1,4300 €
75	1,3500 €
125	1,2380 €
175	1,1946 €
250	1,1512 €
350	1,1186 €
450	1,0751 €

Remarks

Kabeltrenner (Cutter)

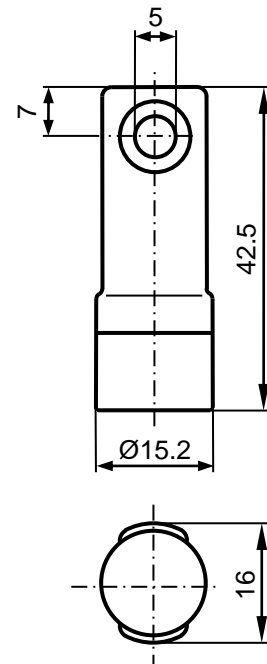
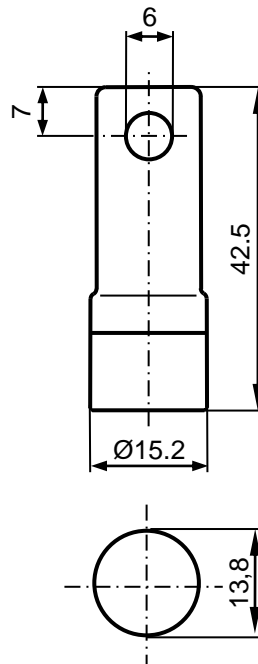
Datenblatt

Typ A

77003260

Typ B

77003198



SPEZIFIKATION (Stand: Juni 2018)

Gewicht:	ca. 24 g
Anwendung:	Trennen von Kunststoff- und Metallseilen, Rohren, Schläuchen und massiven Drähten
Varianten:	Mit (Typ B) und ohne (Typ A) Kabelschutz
Auslösung:	Elektrischer Impuls
Einsatztemp.:	-40°C bis 85°C
Lagertemp.:	-54°C bis 71°C
Lagerzeit:	10 Jahre

Elektrische Kennwerte:

Sichere Zündung:	> 1,2A / 2ms / -40°C (99,9999% / 95% CL)
keine Zündung:	< 0,4A / 10s / +95°C (99,9% / 95% CL)
Brückenwiderstand:	2,1 ± 0,4 Ohm
EMV / ESD Schutz:	Kurzschlussbrücke, Ferritkern in Anschlusskabel auf Wunsch
Qualifikation:	AK-LV16 (03-2006) / SAE/USCAR-28 (06-2005)



Kabeltrenner (Cutter)

Beschreibung

Elektrische Seilkappvorrichtungen

Seilkappvorrichtungen (militärisch: „Schneider, treibstoffbetätigt“) sind einmalig verwendbare Geräte.

Die Seilkappvorrichtungen können zum Trennen von Kunststoff- oder Metallseilen, sowie massiven Stäben bzw. Röhren aus Metall oder Kunststoff eingesetzt werden.

Der zu trennende Gegenstand wird durch die Bohrung des Cutters geführt. An die elektrische Schnittstelle wird das Zündkabel (wahlweise auch mit integriertem Ferritkern) aufgesteckt. Bei diesem Vorgang wird eine Kurzschlussfeder an den Anschlusskontakten geöffnet, welche eine unbeabsichtigte elektrostatische Auslösung sicher verhindert.

Bei Anlegen des vorgeschriebenen elektrischen Stromes wird die pyrotechnische Ladung gezündet, wodurch ein Meißel beschleunigt wird und dabei den durch die Bohrung geführten Gegenstand durchtrennt.

Umwelteinflüsse

Bei Einsatz in feuchter oder aggressiver Atmosphäre, sowie bei Überschreitung der in den Datenblättern genannten Temperaturbereiche ist Rücksprache mit dem Hersteller erforderlich.

Allgemeines

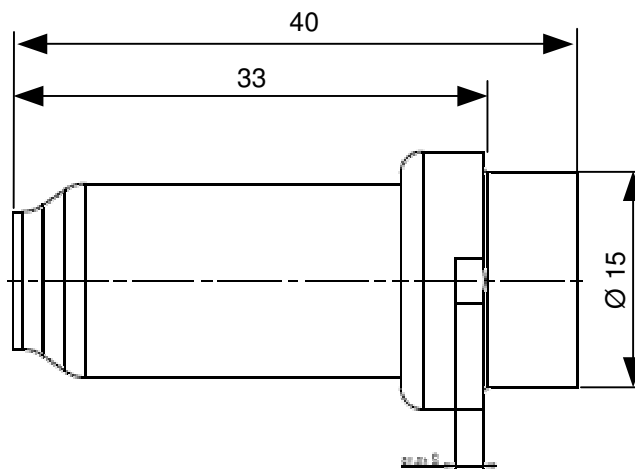
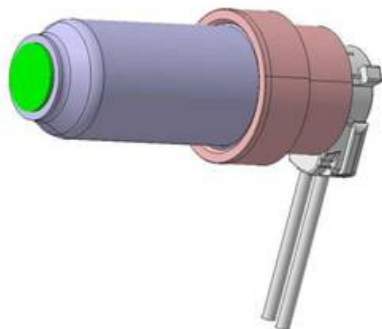
Seilkappvorrichtungen dieser Bauart fallen nicht unter das deutsche Sprengstoffgesetz. Zulassungen für den Post- und Bahnversand für die Bundesrepublik Deutschland liegen vor.

Registrationsnummer: 0589-P1-000802

C €0589

Aktor (Actuator) S8

Datenblatt



SPEZIFIKATION (Stand: März. 2010)

Typ	schiebend, 8 mm Hub
Gewicht:	ca. 14 g
Anwendung:	Entriegelung von div. Vorrichtungen, Sperrklinken etc.
Kraft:	1 kN bis 2 kN
Varianten:	GTMS & PTMS Anzünder
Rückstellkraft	< 100 N (reversibel) bzw. > 150 N (irreversibel)
Auslösung:	< 2 ms über elektrischen Impuls
Einsatztemp.:	-40 °C bis 85 °C
Lagertemp.:	-54 °C bis 71 °C
Lagerzeit:	10 Jahre
Anzünder-Schnittstelle	Steckverbinder
Anzünder-Zertifizierung	AK-LV 16, USCAR

Elektrische Kennwerte:

Sichere Zündung:	> 1,2 A
keine Zündung:	< 0,4 A
Brückenwiderstand:	2,1 ± 0,4 Ohm
EMV / ESD Schutz:	Kurzschlussbrücke, Ferritkern in Anschlusskabel auf Wunsch

Aktor (Actuator) S8

Beschreibung

Umwelteinflüsse

Bei Einsatz in feuchter oder aggressiver Atmosphäre, sowie bei Überschreitung der in den Datenblättern genannten Temperaturbereiche ist Rücksprache mit dem Hersteller erforderlich.

Allgemeines

Aktivatoren dieser Bauart fallen nicht unter das deutsche Sprengstoffgesetz. Zulassungen für den Post- und Bahnversand für die Bundesrepublik Deutschland liegen vor.

Airborne Blade Antenna UHF

Type TB0405



The rugged airborne antennas model TB0405 and TS2400B are specially designed for applications onboard from aircrafts, drones and missiles

MECHANICAL SPECIFICATIONS

- Connector Type SMA female
- Materials/Colours Aluminium/ eloxal natural
- Weight 69 g ($\leq 2,4$ oz)

ENVIRONMENTAL SPECIFICATIONS

- Temperature Range -100°C to +210°C (-150°F to +410°F),
Continuously operating
Max. 350° for 30 sec.
- Maximum Speed max. 1.0 mach at 10 km altitude

Tested according to MIL-STD-461F, method RE102, method RE103:

Salt fog: M509.1, Pl. 48 HRS 5% Salt Solution, Humidity M507.1 RH=100%, T=114°F max

Low Temp. M514.2, Freq 20-2000 HZ

A. GRMS=19.2 12Min/Axis, B. GRMS=8.25 1hr/Axis, C. GRMS=6.9 30SEC/Axis

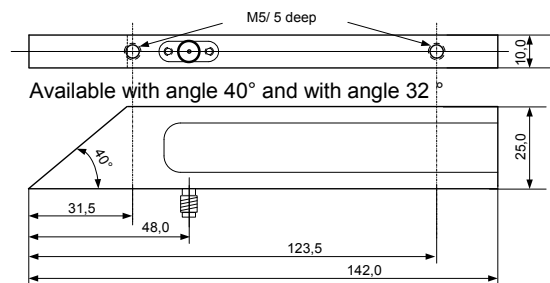
Shock M516.2, PIII, PV, A. 80G, 11msec, Terminal Saw Tooth, B. 200G, 11sec, Terminal Saw Tooth

3 Axis, 2 Shocks/Direction, ACC M513.2 PI ± 23 G, 3 Axis, 1Min/Axis

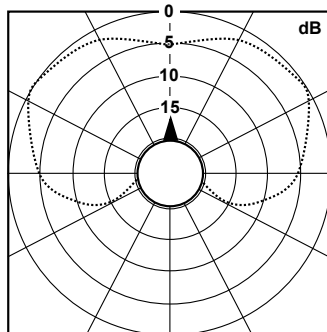
ELECTRICAL SPECIFICATIONS

- Center Frequency adjustable to required frequency
Range: 380 to 500 MHz, others on request
- Bandwidth: typ. 3 MHz at VSWR max. 2:1
- Polarisation: linear
- Gain: nom. 0 dBi
- Coverage: omni directional
- Power Rating: max. 20 W CW at sea level and 10 W CW at 10 km
- Impedance: 50 Ohms
- VSWR at f_c : better than 1.3:1
- at $f_c \pm 0,5$ MHz better than 1,5:1

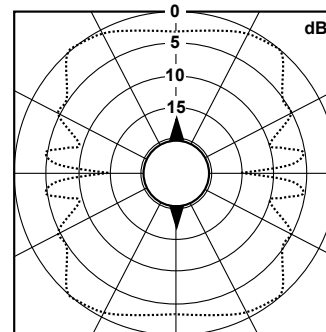
OUTLINE DIMENSIONS



TYPICAL ROLL PLANE PATTERNS for BLADE ANTENNA TB0405

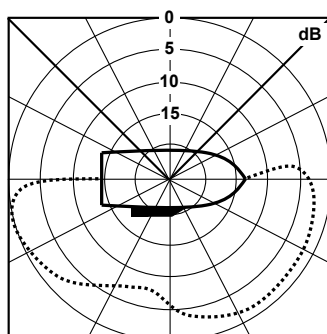


1 Antenna at 430 MHz
/750 mm dia.

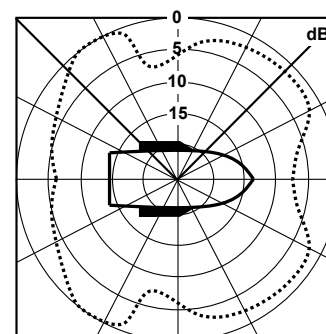


2 Antennas at 430
MHz/750 mm dia.

TYPICAL YAW PLANE PATTERNS for BLADE ANTENNA TB0405



1 Antenna at 430
MHz/750 mm dia.



2 Antennas at 430
MHz/750 mm dia.

UHF helical Antenna

Type TH0405R10



ELECTRICAL SPECIFICATIONS

- Frequency Range 400 to 470 MHz
- Polarization circular RHC
- Gain 10,2 dBic at 400 MHz
10,8 dBic at 430 MHz
11,5 dBic at 470 MHz
- Midband HPBW 35 deg.
- Impedance 50 Ohms
- VSWR better than 1,5:1
- Front to Back Ratio >20 dB
- Side Lobes <14 dB

The helical antenna model TH0405R10 is a directional antenna, specially designed for applications in the UHF-frequency range from 400 to 470 MHz. This rugged, light weight constructed circular antenna is designed to withstand ice, snow and high wind speed.

MECHANICAL SPECIFICATIONS

- Connector Type N-female
- Antenna Length 1500 mm (59.0 inch)
- Reflector Size octal 400 x 400 mm (16 x 16 inch)
- Mounting by Mount Kit for 35 to 63 mm (1.4 to 2.5 in) mast diameter
- Weight ≤4000 grams (9,0 lb) incl. mount kit

ENVIRONMENTAL SPECIFICATIONS

- Temperature Range -40°C to +85°C (-40°F to +185°F)
- Wind Velocity max. 180 km/h (110 mph)

OPTION

- optional LHC: TH0405L10

FTS GSCU-2HU - Flight Termination System Ground Station according to IRIG standard FTS319-92



TESTEM GmbH offers a flight termination system according to IRIG standard, consisting of ground station and fully programmable flight termination receiver/decoder (FTRD).

General description:

The GSCU control unit is built in non-redundant or redundant version (see options) in a 19" 2 HU rack mount housing. It contains, depending on the version one or two four tone flight termination encoders, one or two 3 W RF UHF transmitters, a micro controller unit as well as power supplies. The front panel contains a key switch for ON/OFF function, four pushbuttons for sequence selection of the flight termination system and four switches for selection of the single IRIG tones. Optional there is a rotary switch available for antenna selection and a push button for a GPS option. The sequence buttons as well as the tone switches are illuminated (light on in function). The TERMINATE button and the four tone switches are protected by a cover.

The GSCU control unit generates four different tone combinations according to IRIG standard for SAVE, ARM, TERMINATE and an additional user channel, the four single IRIG tones can be sent separately or as any mixture out of it. In case of using these single tone switches (except the so defined user channel) the sequence buttons are locked, showing this by flashing continuously.

With antenna switch option there is a rotary switch at the front panel (as shown in above picture) representing cardinal directions in eight steps (N, NE, E, SE, S, SW, W, NW) showing the set direction by a lightened LED.

Two additional LEDs show power on and the activation of the RF transmitter.

At the rear panel there are the power connector with integrated fuse, the RF output of the 3 W RF amplifier, the control connector for a high power RF amplifier and a RS 232 SUB-D connector for service. If the antenna control option is integrated there is an additional connector for the control and power cable to the FTS antenna switching system.

Features FTS GSCU and technical data:

- 19" 2 HU rackmount unit
- Weight 3 to 4 kg depending on options
- front panel control via switches and indicators
- Protected key for terminate command
- Optional antenna selection via 8 position rotary switch with direction selection for antennas (N, NE, E, SE, S, SW, W, NW) and LED indicators
- Integrated power supplies
- IRIG tone encoder
- RF preamplifier for user selectable (on order) center frequency between 390 and 450 MHz.
- All vital mode and status information displayed by LED indicators or lightened buttons
- Backpanel connections:
 - o Power with fuse
 - o RF output for antenna or HPA
 - o Control output for HPA
 - o Control output for antenna switching unit (optional)
 - o RS232 (9-pole Sub-D pin)



Technical data:

- frequency range: 390 to 460 MHz, programmable via USB
- RF output: N-type socket, no damage if antenna missing or short circuit
- RF-power: 1 W to 6 W, programmable
- Spectrum: suppression of harmonic and other lines better – 70 dBc
- Environment: reference oscillator for range of -10 °C to +70 °C, temperature compensated
frequency stability better $2,5 \times 10^{-6}$
Random 0,07g²/Hz (20Hz to 2 kHz)
Sinus 10g (20Hz to 2 kHz)
Shock half sinus 50g peak for 11 ms
- Nominal hub 20 kHz to 28 kHz, set to a modulation voltage of 2,2 V_{SS}
- Modulation frequency according to RCC standard tone combinations. Missile type A to E may be factory programmed on order (standard delivery for single missions type A).
- Power consumption: 110 to 240 VAC / 190 – 250 W depending on options

Options:



FTS High power amplifier



FTS antenna switching system

For further information please contact TESTEM GmbH mail@testem.de.

RF Broad-Band Power Amplifiers

UHF system up to 2 kW output power



e.g. 250 W RF amplifier 400 MHz

- rugged solid state manufacturing
- excellent linearity
- high spectral purity
- compact design
- light weight
- protection circuits against load mismatch, overdrive, overheat and overload
- built in sequence control with power supply for external preamplifiers
- several options on request

Frequency range:	390 – 460 MHz
Bandwidth:	wide band 70 MHz or small band on request
Output power:	min. 50 W CW, @1 dB (0,2dB) compression max. 2 kW (standard, up to 5 kW on request) PTT and RESET local or remote switchable
Input power:	3 Watt for nominal output power
Ripple:	± 1 dB or (0,5dB)
Harmonics:	- 60 dBc min.
Para waves:	- 60 dBc @ 1 Tone rejection

System impedance: 50 Ohm

Max. load VSWR:	1:4,0 incl. Isolator
Supply voltage:	185-260 V 50-60 Hz, 6,3A (US-version on request)
Activation period:	100%
Environmental temperature:	-30°C bis +40°C
Dimensions:	482 x 176 x 470 mm (B x H x T) 19"-rack mount unit
RF connections:	N-Norm socket back side
Control socket:	DIN connector with interface for PTT, RESET, MONITOR
Conformity:	06/95/EC, 2004/108/EC and 99/5/EC: EN 301 783-1 V1.1.1 (2000-09), EN 301 783-2 V1.1.1 (2000-09) EN 301 489-1 V1.6.1 (2005-09), EN 301 489-15 V1.2.1 (2002-08) EN 60950-1: 2006

TFTR-3945 FLIGHT TERMINATION RECEIVER and DECODER



DESCRIPTION

TFTR-3945 is a miniature airborne Flight Termination Receiver and Tone Decoder for Flight Termination System.

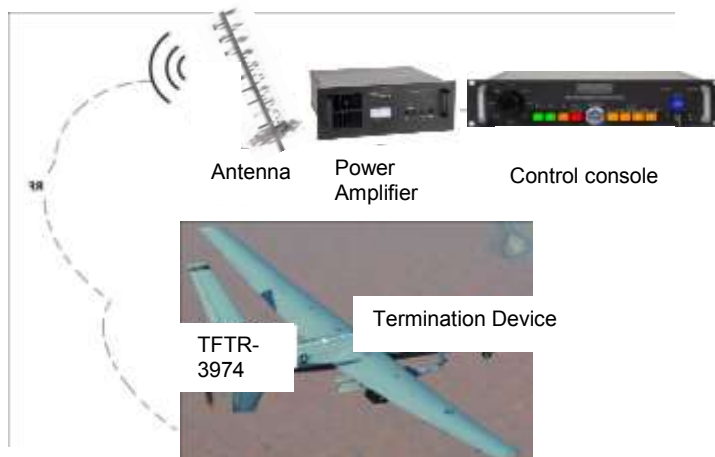
TFTR-3945 Miniature Flight Termination Receiver/Decoder is designed to meet the demands of UAVs, missiles and target avionics Flight Termination tasks. Competitive size-weight (8.4 x 5.6 x 1.3 cm - 97g) makes it suitable for small size-low weight applications to various size-complexity applications.

TFTR-3945 is designed to function with tone based commands. The system possesses a highly sensitive super heterodyne RF receiver, a decoder which can decode 3 to 4 tones among 20 IRIG tones, and command outputs for flight termination devices.

The RF center frequency can be predetermined or can be programmed via the serial port (RS-422) also tone frequencies.

Switch voltage can be set according to load needs by changing the input load voltage. Out-put drive current and voltage support diverse load demands. Failsafe feature can be enabled or disabled during flight. Loss of tone duration or safe voltage interval levels can be programmed in operation.

Optional the TFTR is available with failsafe function and/or termination disable timer during system start. See detailed description under options.



MAIN FEATURES

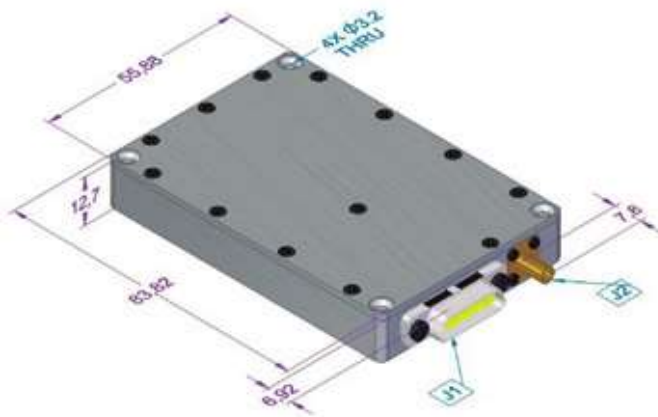
- Small Size & Weight.
- RCC-319 Compliant
- High RF sensitivity
- 2.0A continuous output per switch @28V (Arm-Out, Terminate-Out, Mon-Out, Opt-Out)
- Command Response < 20ms
- Low power consumption
- Failsafe Operation (Optional)

TECHNICAL SPECIFICATIONS

Frequency range	390 MHz-450 MHz
Input voltage	+ 12 to + 36 VDC
Command outputs	4 solid state outputs
Input/Output impedance	50 Ohm
Antenna connector	RF input SMA
Input current	150 mA max at 28 VDC
VSWR	Less than 2:1
Operating temperature	-45 to +85 °C
Dimensions	8.4 x 5.6 x 1.3 cm (3.3 x 2.2 x 0.5 inches)
Weight	97 g

* Contact us for specific spacing requirements

DIMENSIONS



- J1 MicroD25F (Power, Decoder, Tone Mon, Output)
- J2 SMA-F 50 Ω RF Input

ENVIRONMENTAL CONDITIONS

- Meets requirements of MIL-STD-461E
- Meets requirements of MIL-STD-810G

QUALITY ASSURANCE

- Each unit is produced and tested under Quality Assurance

OPTIONS

- Failsafe option according to IRIG RCC-319: Termination after a programmed time in case of loss of command link and/or loss of power
- Termination disable timer: A timer controlled function for blocking termination function for a programmed time (e.g. during set up or the start procedure of the related flying object).

CONNECTORS



J1 MicroD 25F

1. +28V In
2. RS-422 TX-
3. GND (28 Return)
4. GND (DC Return)
5. GND (DC Return)
6. Failsafe Enable (TTL-5V)
7. Failsafe System Input (TTL-5V)
8. TERMINATE Command (28V)
9. RS-422 TX+
10. OPTIONAL Command(28V)
11. NC
12. Tone C Monitor (TTL-5V)
13. CASE (GND)
14. +28V Load Vin
15. Failsafe Enable Status TLM (TTL-5V)
16. Tone B Monitor (TTL-5V)
17. Tone A Monitor (TTL-5V)
18. GND (DC Return)
19. Failsafe System Output (TTL-5V)
20. TERMINATE Command (28V)
21. Tone D Monitor (TTL-5V)
22. MONITOR Command (28V)
23. ARM Command (28V)
24. RS-422 RX-
25. RS-422 RX+

J2 SMAF 50 Ohm RF input

